

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

RAPPORT DE MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA
MAITRISE AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE MÉCANIQUE
M. Sc. A.

PAR
Romain VAUR

DÉVELOPPEMENT DE MÉTHODES DE RÉPARATION DES COMPOSITES À
MATRICE THERMOPLASTIQUE UTILISANT LE SOUDAGE PAR INDUCTION

MONTREAL, LE 27 AOÛT 2015



Romain VAUR, 2015



Cette licence [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/) signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

PRÉSENTATION DU JURY
CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ
PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

Mme Martine Dubé, directeur de mémoire
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

Mme Nicole Demarquette, président du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Anh Dung Ngô, membre du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 18 AOÛT 2015

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier ma directrice de recherche; Martine Dubé pour sa disponibilité, son efficacité et ses précieux conseils durant ces deux ans ainsi que du partage de son expérience et savoir qui m'ont permis d'avancer tout au long de mes travaux de recherche.

Je tiens à souligner l'apport d'idée et de soutien de la part des différents techniciens du département de génie mécanique. J'en profite aussi pour remercier mes collègues de travail que sont Patrice, Martin, Thibault, Raphaël, Kevin, Nicolas, Jérémy et Scott qui pour certains ont participé directement à améliorer cette recherche et d'autres m'ont apporté de nouvelles connaissances diverses et variées.

Je remercie également l'école des Arts et Métiers ParisTech qui m'a permis de venir effectuer cette maîtrise au sein de l'ETS en cursus double diplôme à l'étranger.

Enfin, je tiens à remercier ma famille et mes amis qui ont permis de faire de ces deux ans au Canada bien plus qu'une simple expérience professionnelle.

DÉVELOPPEMENT DE MÉTHODES DE RÉPARATION DES COMPOSITES À MATRICE THERMOPLASTIQUE UTILISANT LE SOUDAGE PAR INDUCTION

ROMAIN VAUR

RÉSUMÉ

L'utilisation des matériaux composites thermoplastiques à haute performance est en expansion. Ces matériaux sont coûteux et leur endommagement structural impose trop souvent le changement complet de la pièce. Il est donc pertinent de développer des méthodes de réparation adaptées permettant de recouvrir partiellement ou totalement les performances mécaniques de la structure. Ce travail expérimental porte sur le recouvrement des propriétés mécaniques en tension grâce au soudage par induction de plaques de réparations.

Dans un premier temps, le matériau composite thermoplastique constitué de fibres unidirectionnelles de carbone/polysulfure de phénylène (CF/PPS) est moulé en plaques et testé en traction afin de définir les propriétés mécaniques dans ce chargement. Dans un deuxième temps, ces échantillons sont troués afin de créer un dommage au matériau. Dans un troisième temps ces échantillons endommagés sont réparés en soudant des plaques de réparation à la surface de l'échantillon. Le matériau de réparation est constitué du même matériau que l'échantillon à réparer. Le soudage utilisé est le soudage par induction avec la présence d'un treillis d'acier inoxydable comme élément chauffant à l'interface entre l'échantillon à réparer et la plaque de réparation. Les propriétés mécaniques en tension de ces échantillons réparés sont ensuite comparées aux propriétés mécaniques en tension des échantillons sains (non endommagés). Le recouvrement de ces propriétés est quantifié, nous permettant de définir l'utilité des réparations pour ce chargement.

Le nombre de couches composant les plaques de réparation et l'empilement de ces plaques est investigué, ainsi que l'effet de la longueur de la réparation sur les propriétés mécaniques en tension des échantillons. Des réparations avec soudage de plaque sur un seul côté de l'échantillon ou sur les deux côtés sont effectuées. Une observation de l'effet de l'ajout d'un insert à la place de la matière enlevée par le dommage est aussi faite. Cela permet principalement d'établir que l'augmentation du nombre de couches dans la plaque de réparation améliore le recouvrement de la résistance en traction de l'échantillon jusqu'à un plateau propre à chaque réparation. On observe avec les réparations quasi-isotropes que l'augmentation de la longueur des plaques de réparation améliore le recouvrement de la résistance en traction de l'échantillon jusqu'à une longueur limite pour laquelle le recouvrement ne s'améliore plus avec la longueur. Le fait d'augmenter l'épaisseur des plaques de réparation permet d'augmenter cette longueur limite de réparation et ainsi espérer améliorer la résistance à la rupture de l'échantillon.

De manière générale, ce mémoire s'inscrit comme travail préliminaire de futurs projets portant sur la réparation des matériaux composites à haute performance.

Mots-clés : Réparation, composites thermoplastiques, soudage.

DEVELOPMENT OF REPAIR METHODS FOR THERMOPLASTIC COMPOSITES USING THE INDUCTION WELDING PROCESS

ROMAIN VAUR

ABSTRACT

The use of high performance thermoplastic composite materials is ever more present in today's industry. These materials are expensive and on occasion of structural damage, common practice often dictates the replacement of the whole piece. The development of an effective and appropriate repair method aiming at partially or completely recovering the mechanical performance of the structure has therefore become a necessity. This experimental work focuses on the recovery of tensile properties of samples repaired by patches. Patches are welded to samples using the induction welding process.

Firstly, plates of polyphenylene sulfide reinforced with unidirectional carbon fibres (CF/PPS) are moulded and tested in tension in order to define the tensile mechanical properties. The samples are then drilled in their center, damaging them. Finally, damaged samples are repaired using welded patches on the sample surface. The repair and sample materials are identical. An induction weld using a heating element - stainless steel mesh with PPS matrix - is performed at the interface between the sample and patch. A comparison between the tensile mechanical properties of undamaged and repaired samples is proposed. The recovery of these properties is quantified, allowing a characterization of the repairs usefulness in tension load.

Various patch thicknesses and ply stacking sequences are used and the effects of the patches overlap length on the tensile mechanical properties of samples are investigated. One and two-sided repairs are made. Observations on the effects of adding a plug to replace the missing material in damaged samples are made. This mainly proves that an increasing number of plies in a patch boosts tensile strength recovery. A threshold was found. Observations on quasi-isotropic repairs show that tensile strength also improves as the length of the patch increases up to a certain size. This is enhanced with the patch's thickness.

This research is a preliminary work in the development of high performance thermoplastic composite repairs.

Keywords: Repair, Thermoplastic composites, induction welding.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LA LITTÉRATURE	3
1.1 Endommagement des composites	3
1.1.1 Les différents types de dommages et leurs sources	3
1.1.2 Détection des dommages	6
1.2 Les réparations	8
1.2.1 Les réparations sur les composites à matrice thermodurcissable.....	8
1.2.1.1 Réparations cosmétiques.....	8
1.2.1.2 Réparations structurales	10
1.2.2 Les réparations sur les composites à matrice thermoplastique	18
1.2.2.1 Les composites thermoplastiques	18
1.2.2.2 Les méthodes de réparations de la littérature.....	19
1.3 Le soudage	21
1.3.1 Principe du soudage	21
1.3.2 Soudage par induction.....	23
1.4 Caractérisation	33
1.5 Conclusion de la revue de la littérature.....	36
CHAPITRE 2 DÉMARCHE EXPÉRIMENTALE	39
2.1 Introduction.....	39
2.2 Fabrication des plaques de composite.....	39
2.3 Fabrication des réparations	41
2.4 Fabrication des inserts.....	42
2.5 Matériaux	43
2.6 Positionnement de la réparation.....	43
2.7 Montage de soudure.....	44
2.8 Soudage des réparations.....	48
2.9 Caractérisation	48
2.10 Méthodes de réparation.....	52
CHAPITRE 3 RÉSULTATS	55
3.1 Essais de références : échantillons sains et échantillons endommagés.....	55
3.2 Capacité de chargement en traction des échantillons réparés	55
3.2.1 Réparations unidirectionnelles non pré-consolidées simples	55
3.2.2 Réparations unidirectionnelles pré-consolidées simples	56
3.2.3 Réparations quasi-isotropes pré-consolidées simples.....	57
3.2.4 Réparations doubles	59
3.2.5 Effet de la longueur de réparation sur les réparations quasi-isotropes pré-consolidées simples	60
3.3 Effet des réparations sur le module d'élasticité	61

3.4	Effets d'un insert sur l'échantillon réparé.....	63
3.5	Observation des ruptures.....	63
3.6	Micrographies	67
CONCLUSION.....		71
RECOMMANDATIONS		75
ANNEXE I	CRÉATION ET POSITIONNEMENT DE L'ÉCHANTILLON DANS LE MONTAGE DE SOUDAGE PAR INDUCTION	77
ANNEXE II	OUTIL DE CENTRAGE DES RÉPARATIONS.....	85
ANNEXE III	DÉCOUPE ET CARTOGRAPHIES DES PLAQUES.....	87
ANNEXE IV	RÉPARATIONS EN ESCALIER.....	91
ANNEXE V	TEMPÉRATURES DE SOUDAGE.....	95
ANNEXE VI	FICHE TECHNIQUE DU MATÉRIAU CF/PPS UTILISÉ	97
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....		99

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1-1 Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés Tirée de (Berthelot, 1992)	6
Figure 1-2 Certains types de dommages rencontrés sur les composites Tirée de (Torres et Plissonneau, 1986)	6
Figure 1-3 Coupe micrographique d'une éprouvette de T700GC/M21, composite de carbone/époxy notamment utilisé sur l'A380 et l'A400M (4 mm d'épaisseur) impactée à 30 J Tirée de (Hautier, 2010)	7
Figure 1-4 Réparation de porosité de surface	9
Figure 1-5 Réparation d'une indentation légère sur un composite à structure sandwich.....	9
Figure 1-6 Réparation de délaminages en bord de stratifié	10
Figure 1-7 Réparation de délaminage en bord de trou.....	10
Figure 1-8 Schéma du principe du procédé de réparation par infusion suite à un dommage causé par un impact de faible énergie Tirée de (Hautier, 2010)	11
Figure 1-9 Schéma du montage de réparation par injection développé par Thunga (2013)....	12
Figure 1-10 Réparation par collage en « scarf » d'un dommage typique suite à un impact de faible énergie : (a) composite endommagé, ((b)-(c)) composite usiné afin d'avoir une entaille biseautée (scarf) droite ou en marche, ((d)-(e)) composite réparé avec une couche supplémentaire supérieure Tirée de (Katnam, Da Silva et Young, 2013).....	13
Figure 1-11 Définition du taux de marche Tirée de (Kaden et Keck, 2012)	14
Figure 1-12 Réparations de composites utilisant le collage d'un stratifié dans une entaille (scarf) ou le collage de composite en escalier ou superposé en surface afin de joindre deux plaques bout à bout Tirée de (Ahn et Springer, 1998)	16
Figure 1-13 Specimens utilisés par Soutis : a) Échantillon intact, b) Échantillon endommagé, c) Échantillon réparé sans insert Tiré de (Soutis, Duan et Goutas, 1999) .	17
Figure 1-14 Schémas des échantillons étudiés par Albedah (2011), réparation d'une fissure sur une plaque d'aluminium par le collage d'un composite de bore/epoxy circulaire	18

Figure 1-15 Schéma du placement du treillis d'acier entre le composite de réparation et le composite à réparer permettant la chauffe par résistance, méthode utilisée par Kaden (2011)	20
Figure 1-16 Schéma du montage de réparation utilisant le chauffage par induction utilisé par Kaden (2011)	21
Figure 1-17 Soudage d'un polymère : (a) deux interfaces distincts; (b) contact des interfaces; (c) interdiffusion des chaînes polymériques Tirée de (Ageorges, 2001) ...	22
Figure 1-18 Classification des procédés de soudage Tirée de (Yousefpour, Hojjati et Immarigeon, 2004).....	22
Figure 1-19 Montage standard du soudage par induction Tirée de (Yousefpour, Hojjati et Immarigeon, 2004).....	24
Figure 1-20 Mécanismes de chauffe observables dans un composite à fibres conductrices électriques chauffé par induction Tirée de (Yarlagadda et al., 2002).....	25
Figure 1-21 Schématisation des effets diélectriques aux jonctions des fibres. L'aire aux jonctions est une approximation de l'aire projetée entre deux fibres Tirée de (Yarlagadda et al., 2002).....	26
Figure 1-22 Schématisation de la chauffe des fibres aux jonctions due au contact Tirée de (Yarlagadda et al., 2002).....	26
Figure 1-23 Distribution du courant dans un conducteur rectiligne, (a) conducteur seul, (b) conducteur au-dessus d'une pièce induite, (c) conducteur avec concentrateur de flux magnétique au-dessus d'une pièce induite Tirée de (Haimbaugh, 2001)	29
Figure 1-24 Schéma d'un treillis métallique (Talbot et al., 2005).....	31
Figure 1-25 Résistance maximale au cisaillement en fonction de la pression de soudage pour du CF/PEI Tirée de (Ageorges, 2000)	32
Figure 1-26 Exemples d'effets de bord en fonction de la géométrie de la pièce induite Tirée de (Ahmed et al., 2006).....	33
Figure 1-27 Schéma du chargement en traction d'un échantillon réparé (scarf).....	34
Figure 1-28 Modes de rupture d'un joint soudé avec élément chauffant	35
Figure 1-29 Modes de rupture observé par Ahn (1998) avec des réparations avec plaque en escalier et plaques uniformes en fonction de la longueur de réparation	36

Figure 2-1 Valeurs de température des plaques de la presse et de pression appliquée sur la plaque de composite lors du moulage des plaques	40
Figure 2-2 Dessin de la géométrie d'un échantillon classique avec une réparation simple de 18 mm de long au-dessus et système d'axe choisit.....	41
Figure 2-3 Agencement des films de PPS et du treillis d'acier inoxydable pour la soudure de la réparation sur l'échantillon	42
Figure 2-4 Outil de centrage de la réparation sur l'échantillon à réparer	44
Figure 2-5 Induction du courant dans l'élément chauffant.....	45
Figure 2-6 Montage de soudure sans sa table de support en céramique (support de l'échantillon) Montage de (Gouin et Dubé, 2015).....	46
Figure 2-7 Schéma du montage pour le soudage d'une réparation simple.....	47
Figure 2-8 Schéma du montage pour le soudage d'une seconde réparation (coupe longitudinale de l'échantillon)	47
Figure 2-9 Découpe des échantillons pour les micrographies	49
Figure 2-10 Positionnement de l'échantillon dans les mords.....	50
Figure 2-11 Positionnement de l'extensomètre sur l'échantillon lors des essais mécaniques ..	51
Figure 2-12 Courbe de résistance en traction en fonction de la déformation pour un échantillon sain (intact).....	52
Figure 3-1 Résistance à la rupture en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation unidirectionnelles non pré-consolidées (Figure 2-2)	56
Figure 3-2 Résistance à la rupture en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation unidirectionnelles pré-consolidées.....	57
Figure 3-3 Résistance à la rupture en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation quasi-isotropes pré-consolidées	58
Figure 3-4 Comparaison des réparations simples de 18 mm	59
Figure 3-5 Résistance à la rupture d'échantillons réparés avec des plaques de réparation quasi-isotropes en fonction de la longueur des plaques de réparation.....	61
Figure 3-6 Module d'élasticité de la zone réparée en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation	62

Figure 3-7 Exemples de ruptures observées sur les échantillons, (a) et (b) vues du côté sans réparation, (c) vue du côté réparé	64
Figure 3-8 Rupture d'échantillons réparés avec une plaque unidirectionnelle non pré-consolidée, (a) une couche, (b) deux couches, (c) deux couches	65
Figure 3-9 Modes de rupture en fonction de la longueur de la réparation pour des réparations simples ou doubles, (a) pour une longueur de réparation inférieure à dl _{limite} , (b) pour une longueur de réparation supérieure à dl _{limite}	66
Figure 3-10 Rupture d'échantillon avec plaque défectueuse, (a) 090 ± 45 30 mm pré-consolidé avec insert (simple), (b) 090 ± 45 30 mm pré-consolidé x 2 avec insert (double), (c) 04 18 mm pré-consolidé x 2 avec insert (double).....	67
Figure 3-11 Coupe micrographique montrant la fuite des fibres et de la matrice de l'échantillon dans le dommage due à la chauffe lors du soudage d'une réparation sans insert.....	68
Figure 3-12 Micrographie de la zone endommagée puis réparée d'un échantillon réparé avec une seule plaque unidirectionnelle de 5 couches et un insert	68
Figure 3-13 Micrographies sur des réparations doubles, (a) à la limite de la réparation, (b) au niveau du dommage	69
Figure 3-14 Processus de choix de réparation adapté aux réparations par plaques soudées ...	73

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

Acronyme

CF/PPS	Carbon fibre and polyphenylene sulfide
CF/PEEK	Carbon fibre and polyetheretherketone
CF/PEI	Carbon fibre and polyetherimide
NDI	Non-destructive inspection
ASC	Agence spatiale canadienne

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

Variable grecque

δ	Profondeur de pénétration [m]
Δl	Différence de longueur de l'extensomètre [m]
ε	Déformation [–]
ρ	Résistivité électrique [$\Omega \cdot m$]
σ	résistance [Pa]
μ	Perméabilité magnétique [H/m]
Ω	Ohm (unité de mesure de résistance électrique)

Variable latine

A	Ampère (unité de mesure de courant électrique)
A	Aire comprise entre les spires de la bobine d'induction [m ²]
d	Distance entre la surface d'un conducteur électrique et le point inspecté [m]
e	Épaisseur de l'échantillon sain [m]
f	Fréquence du champ magnétique [Hz]
F	Force [N]
H	Champ magnétique [A/m]
I	Courant électrique [A]
J	Joule (Unité de mesure d'énergie)
J_0	Densité de courant à la surface d'un conducteur électrique [A/m ²]
J_d	Densité de courant à une distance d de la surface [A/m ²]
l	Largeur de l'échantillon sain [m]
l_0	Longueur initiale de l'extensomètre [m]
P	Puissance générée par l'effet Joule dans un matériau [W]
Pa	Pascal (unité de mesure de pression)
m	Mètre (unité de mesure de distance)
N	Newton (unité de mesure de force)
r	Distance séparant la bobine d'induction et le point observé pour calculer H [m]
\hat{r}	Vecteur unitaire de r [–]
R_f	Résistance électrique de la fibre [Ω]
s	Seconde (unité de mesure de temps)
W	Watt (unité de mesure de puissance)

INTRODUCTION

L'utilisation des matériaux composites est en expansion dans plusieurs industries et particulièrement dans le domaine de l'aéronautique où on leur trouve de nombreuses applications mettant à profit leurs propriétés (Red, 2014). En effet, les matériaux composites permettent d'obtenir de bonnes propriétés mécaniques avec un poids réduit et présentent une bonne résistance à la fatigue et à la corrosion.

Néanmoins, il apparaît que ces matériaux sont sensibles aux impacts qui peuvent causer un délaminage du composite, des fissures dans la matrice ou la rupture des fibres. Ces dommages ont entre autre pour effet de réduire les propriétés mécaniques du matériau comme la résistance et les modules d'élasticité (Wang, Wu et Ma, 2010). La structure hétérogène des composites fait qu'il n'y a, à ce jour, aucun outil d'analyse fiable et entièrement validé, capable de prédire l'initiation et la propagation des dommages causés par un impact. Une fois l'endommagement détecté dans le matériau, les ingénieurs doivent décider de réparer ou non la structure. Dans le domaine de l'aéronautique, les dommages peuvent être traités selon le diagramme de la Figure 0-1 afin de déterminer la réparation adéquate. Le choix de la méthode de réparation se fait en fonction de la nature du matériau à réparer, de l'ampleur du dommage et de l'utilisation qui est faite de la pièce. En effet, après analyse du dommage, il faut choisir entre une réparation cosmétique si le dommage est superficiel ou une réparation structurale si le dommage est plus important mais réparable. Un choix de méthode de réparation adapté au matériau et au dommage est alors effectué. Une fois réparée, la pièce est inspectée afin de vérifier la performance de la réparation. Il existe plusieurs méthodes de réparation propres aux composites thermodurcissables mais celles-ci ne sont pas toujours applicables aux composites thermoplastiques et n'utilisent pas les avantages ce type de résine.

Il paraît indispensable de développer des méthodes de réparation efficaces et spécifiques aux composites thermoplastiques afin d'éviter le remplacement systématique des pièces qui représente un coût élevé (Sauer, 2007). Cette étude porte sur la recherche de méthodes de

réparation de stratifiés de composites thermoplastiques constitués de fibres de carbone unidirectionnelles en utilisant le soudage par induction avec élément chauffant. Les objectifs spécifiques sont :

- I. Développer un procédé de réparation utilisant le soudage par induction.
- II. Évaluer la capacité des différentes réparations à recouvrir la performance mécanique initiale du matériau en traction.
- III. Évaluer les limites des méthodes de réparations à recouvrir la performance mécanique initiale du matériau en traction.

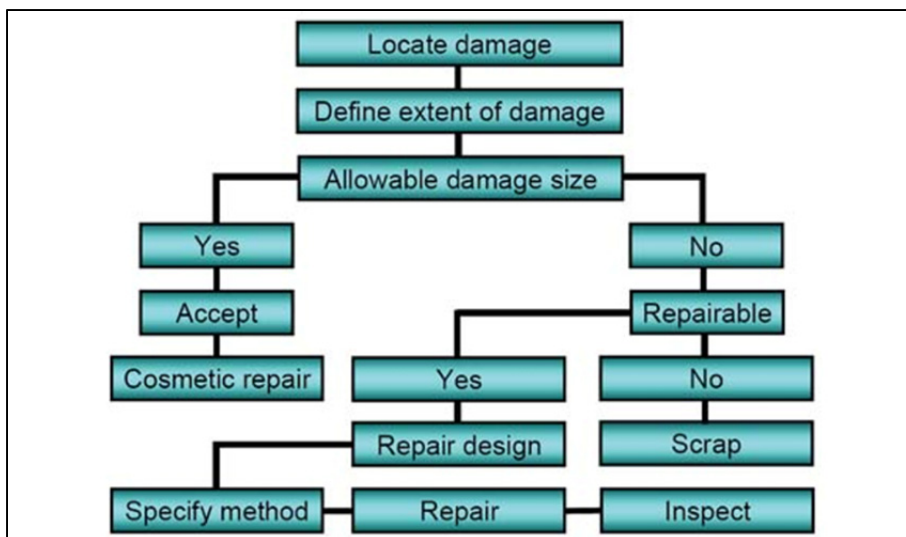


Figure 0-1 Processus de choix de réparation lors du traitement d'un dommage utilisé par l'entreprise BAE Systems (UK)
Tirée de (Falzon, 2009)

Ce mémoire se divise en trois chapitres. Le premier chapitre constitue une revue de la littérature, permettant d'aborder de manière générale les types de dommages existant chez les composites, les méthodes de réparation des composites thermodurcissables éventuellement adaptables aux thermoplastiques, certaines études sur la réparation de composites thermoplastiques et les méthodes de caractérisation. Le deuxième chapitre fournit des détails sur la méthodologie expérimentale employée. Le troisième chapitre présente les résultats obtenus et conclusions que l'on peut en tirer.

CHAPITRE 1

REVUE DE LA LITTÉRATURE

1.1 Endommagement des composites

Afin de mieux réparer les composites, il est important de connaître les dommages qui peuvent apparaître sur ces matériaux. Cette partie est inspirée du classement des endommagements effectué par Hautier (2010).

1.1.1 Les différents types de dommages et leurs sources

En raison du caractère hétérogène des matériaux composites, différents types de dommages peuvent être créés. Le type et la taille du dommage influencent la baisse de résistance du matériau. Les plus grosses baisses de résistance sont causées par des impacts de forte énergie ayant une grande surface d'action, mais certains dommages légers, s'ils sont associés à des effets de l'environnement, peuvent empirer avec le temps (Ilcewicz et al., 2009). La partie suivante exposera les différents types de dommages et leurs sources. La Federal Aviation Administration (Ilcewicz et al., 2009) classe les dommages de la manière suivante :

Les imperfections de la matrice (Figure 1-1).

Un chargement thermique et mécanique du matériau peut causer des fissures dans la matrice, parallèlement aux fibres. Ce genre de dommage affecte peu la résistance et la raideur du matériau mais peut causer l'infiltration d'humidité et de fluides pouvant dégrader la structure.

Le délaminage et le décollement (Figure 1-1 et Figure 1-2).

On parle de délaminage lorsqu'il y a décollement de l'interface entre deux couches d'un stratifié. Ce phénomène peut être dû à une concentration de contrainte, des fissures de la matrice, une mauvaise fabrication ou un impact de faible énergie. Ce genre de défaut affecte

la résistance et la rigidité. On parle de décollement pour les structures en nid d'abeille lorsque la première couche du stratifié se désolidarise du cœur ou pour les structures collées lorsque les joints cèdent.

La rupture des fibres (Figure 1-1).

Les fibres des matériaux composites permettent les bonnes propriétés mécaniques du matériau. Leur endommagement est très néfaste pour le matériau. Heureusement, ce dommage se restreint habituellement à la zone d'impact.

Les fissures.

On parle de fissure lorsqu'il y a rupture des fibres et de la matrice ou de la matrice seule sur l'épaisseur du stratifié. Les propriétés mécaniques de la structure sont alors fortement diminuées.

Les entailles et fissures (Figure 1-2).

Ces dommages ne sont pas dangereux s'ils se limitent à la couche externe sans endommager les fibres.

Les bosses.

Les bosses sont causées par un impact et témoignent de dommages internes au matériau.

Les piqûres / perforations (Figure 1-2).

Une piqûre est un dommage qui pénètre le matériau. Ce type de dommage est causé par un impact à forte énergie et à surface d'action faible. Il peut causer du délaminage et endommager la matrice et les fibres.

Les trous de fixation endommagés.

Des dommages au niveau des trous de fixation peuvent apparaître lors d'un chargement répété et cyclique ou lors de l'entretien.

L'érosion.

L'érosion de la matière peut être due à un flux d'air, d'eau ou à des impacts de débris. Les fibres vont alors être exposées à l'environnement extérieur ce qui peut entraîner des dommages importants.

Les endommagements dus à la chaleur.

Une forte chaleur peut entraîner une dégradation du matériau. Il est alors difficile de déterminer l'étendue des dommages.

Les endommagements dus à la foudre.

Ce genre de dommage peut être considérable en cas de forte énergie du coup de foudre. Ce genre de dommage est détectable visuellement.

La combinaison de différents dommages.

Les bosses et pénétrations peuvent provoquer la combinaison de différents dommages vus précédemment. La taille et la détectabilité des dommages vont déterminer la dangerosité de la combinaison de dommage. On va ainsi définir si le dommage a besoin d'être réparé ou non.

Les dommages dus à l'intrusion de fluides dans un composite sandwich.

L'intrusion de fluides dans le composite est généralement causée par un dommage précédant l'intrusion. Cette intrusion peut dégrader le matériau et faire se propager le dommage par un changement d'état (liquide/solide par exemple) ou en créant une différence de pression.

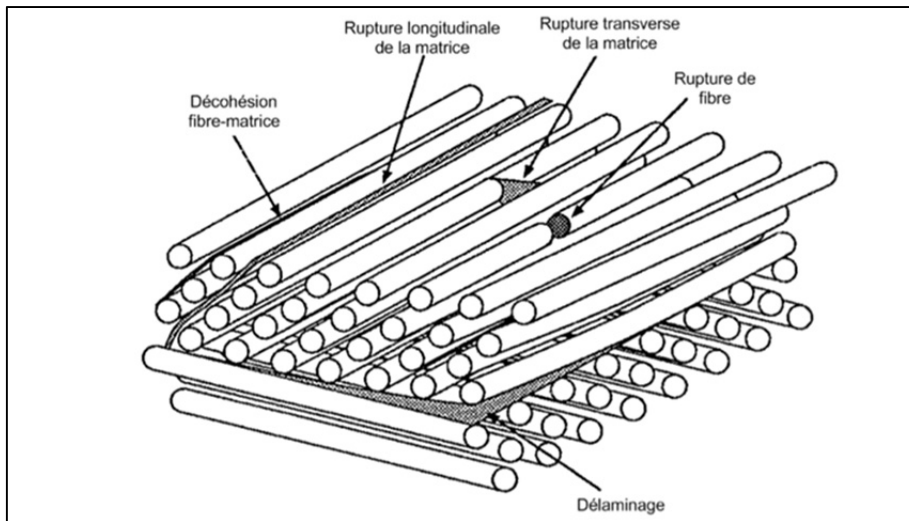


Figure 1-1 Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés
Tirée de (Berthelot, 1992)

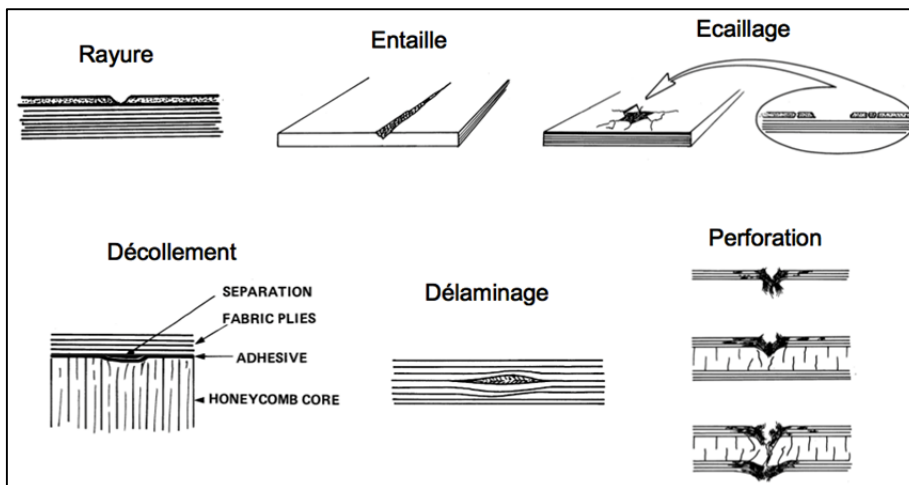


Figure 1-2 Certains types de dommages rencontrés sur les composites
Tirée de (Torres et Plissonneau, 1986)

1.1.2 Détection des dommages

Il existe différentes méthodes de détection qui seront plus ou moins efficaces en fonction du dommage à observer. On peut classer ces contrôles dans deux groupes : les méthodes destructives ou non destructives.

Méthodes de contrôles destructifs

Cette méthode de contrôle est coûteuse mais très utile pour la recherche car elle permet d'avoir une vision interne de la matière grâce à des coupes micrographiques et ainsi de pouvoir étudier l'endommagement interne du matériau de manière simple et précise (Figure 1-3).

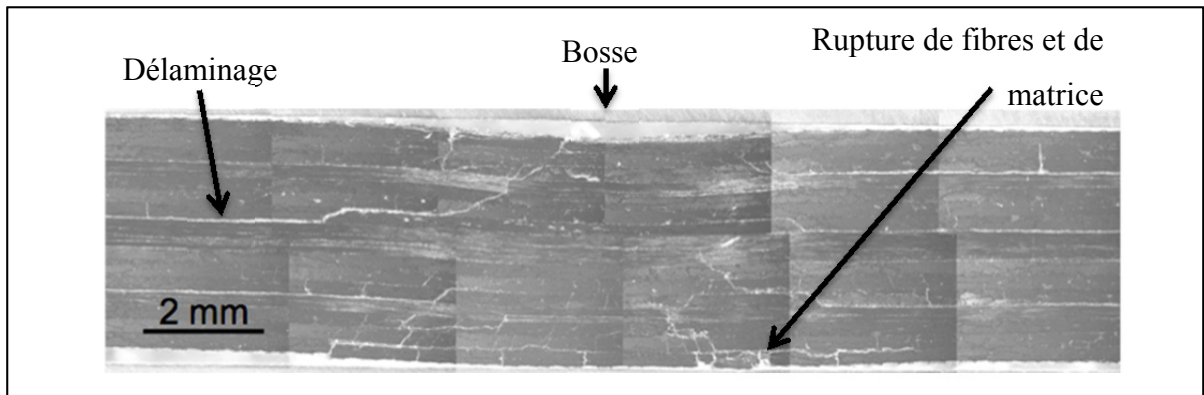


Figure 1-3 Coupe micrographique d'une éprouvette de T700GC/M21, composite de carbone/époxy notamment utilisé sur l'A380 et l'A400M (4 mm d'épaisseur) impactée à 30 J
Tirée de (Hautier, 2010)

Méthodes de contrôles non destructifs

Cette méthode de contrôle convient mieux à l'industrie car elle conserve l'intégrité de la structure. Pour cela, différents procédés ont été développés et améliorés au fil du temps. En général, une détection visuelle est préférée avant de contrôler plus efficacement l'étendue des dégâts à l'aide d'autres méthodes plus précises comme le contrôle ultrasonore et la thermographie infrarouge.

La Federal Aviation Administration (Ilcewicz et al., 2009) décrit ces contrôles non destructifs (NDI) : détection visuelle, « Tap-Test », inspection ultrasonore, radiographie aux rayons X, thermographie infrarouge, « bond testers ».

1.2 Les réparations

Les réparations utilisées pour les composites thermodurcissables peuvent sous certaines conditions s'appliquer aux composites thermoplastiques mais sont moins efficaces pour ces matériaux. Il est néanmoins intéressant de rappeler ces différents types de réparations avant de se concentrer sur les réparations spécifiques aux thermoplastiques.

1.2.1 Les réparations sur les composites à matrice thermodurcissable

1.2.1.1 Réparations cosmétiques

Cette famille de réparation est généralement utilisée dans l'attente d'une réparation permanente, pour éviter l'intrusion de fluides et la contamination de la structure. Elle est utilisée pour des endommagements qui n'affectent pas significativement la performance mécanique de la structure car cette famille de réparation ne permet pas de recouvrir la tenue mécanique du matériau. Les réparations cosmétiques décrites dans cette partie impliquent l'ajout de résine. Pour cela, il est généralement nécessaire d'effectuer une cuisson avec application d'une pression. La température de cuisson de la résine ne doit pas détériorer le composite à réparer.

Les porosités surfaciques ou rayures

Ce genre de réparation cosmétique est utilisé pour éviter l'érosion prématurée des zones endommagées. La surface est d'abord poncée, puis une résine est appliquée dans les porosités avant de recouvrir la réparation d'une couche de protection (Figure 1-4).

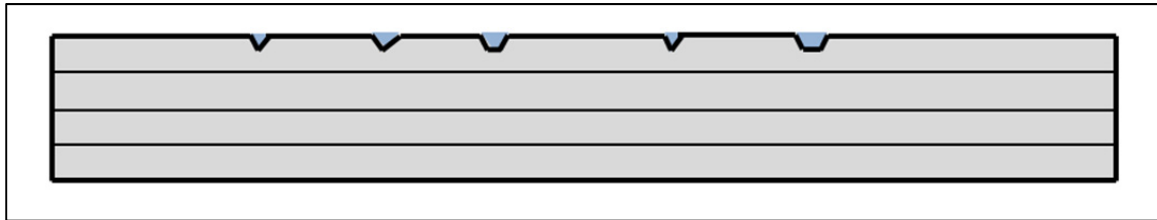


Figure 1-4 Réparation de porosité de surface

Indentations légères

Une indentation légère peut survenir lors d'un impact sur une structure sandwich. Ce genre de dommage, s'il est considéré comme mineur, peut être traité en appliquant un mélange de résine et de fibres coupées sur lequel on dépose une couche de composite (Figure 1-5).

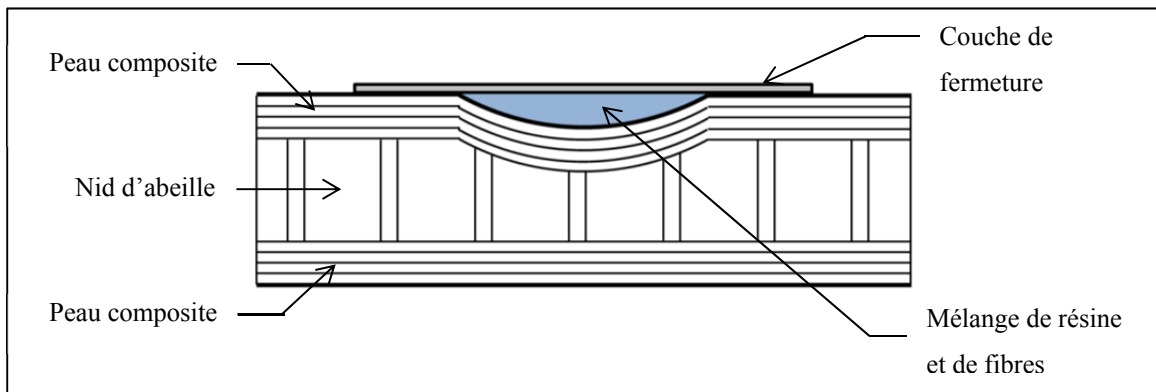


Figure 1-5 Réparation d'une indentation légère sur un composite à structure sandwich

Délaminages en bord de stratifié

En cas de dommage sur le bord du composite, il est possible d'effectuer une réparation cosmétique consistant à enlever la partie endommagée et à la remplacer par de la résine (Figure 1-6) ou à injecter de la résine si le dommage est mineur.

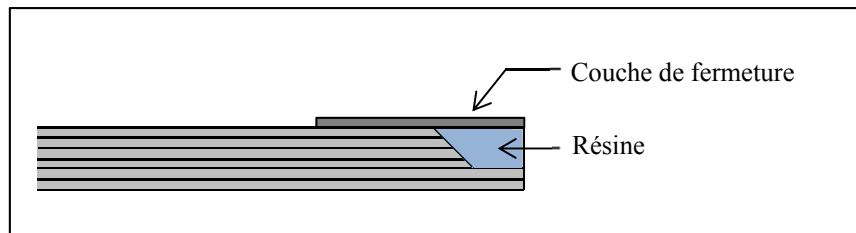


Figure 1-6 Réparation de délaminages en bord de stratifié

Délaminages en bord de trous

Du délaminage peut apparaître au niveau des trous lors de leur usinage ou suite à une sollicitation. Il est alors recommandé d'injecter de la résine afin de limiter le dommage (Figure 1-7).

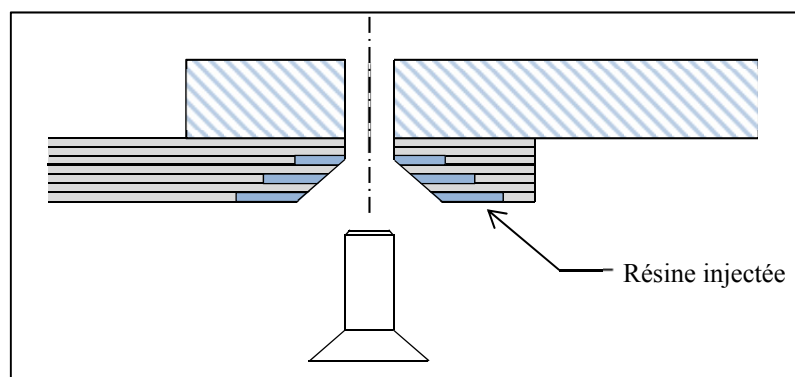


Figure 1-7 Réparation de délaminage en bord de trou

1.2.1.2 Réparations structurales

Réparation par injection ou infusion

Ces deux procédés permettent de réparer une matrice endommagée par du délaminage de certaines couches et des fissures. Ces dommages peuvent être causés par un impact de faible énergie par exemple. Une méthode de réparation par infusion (aussi appelé infiltration) est de percer le matériau en certains points et d'utiliser le vide afin d'alimenter les fissures et défauts en résine (Figure 1-8). Le principe de réparation par injection est le suivant : le composite endommagé est mis sous vide afin de retirer l'air emprisonné dans les fissures. Un

perçage au centre du dommage peut faciliter cette opération. Il est possible de chauffer le matériau durant cette opération afin de retirer l'humidité emprisonnée plus efficacement. La résine est ensuite injectée dans le matériau. Une cuisson de la résine est généralement nécessaire. Un exemple de montage inspiré des études de Russell (1991) est observable à la Figure 1-9. Ce montage a la particularité d'avoir un seul point d'accès au matériau pour le vide et la résine.

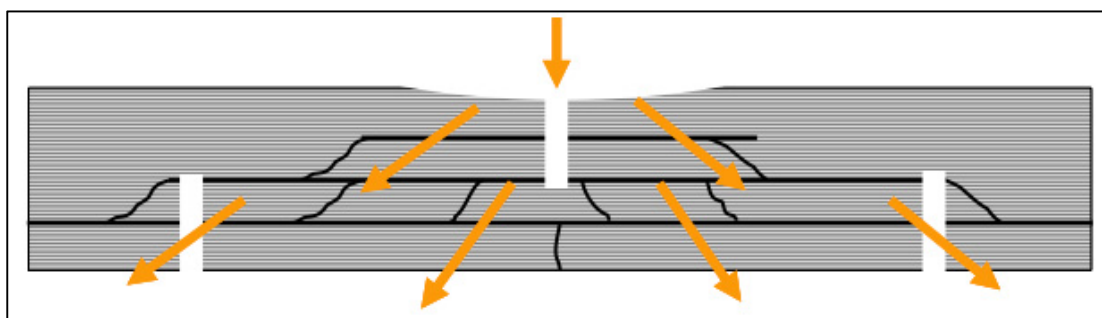


Figure 1-8 Schéma du principe du procédé de réparation par infusion suite à un dommage causé par un impact de faible énergie
Tirée de (Hautier, 2010)

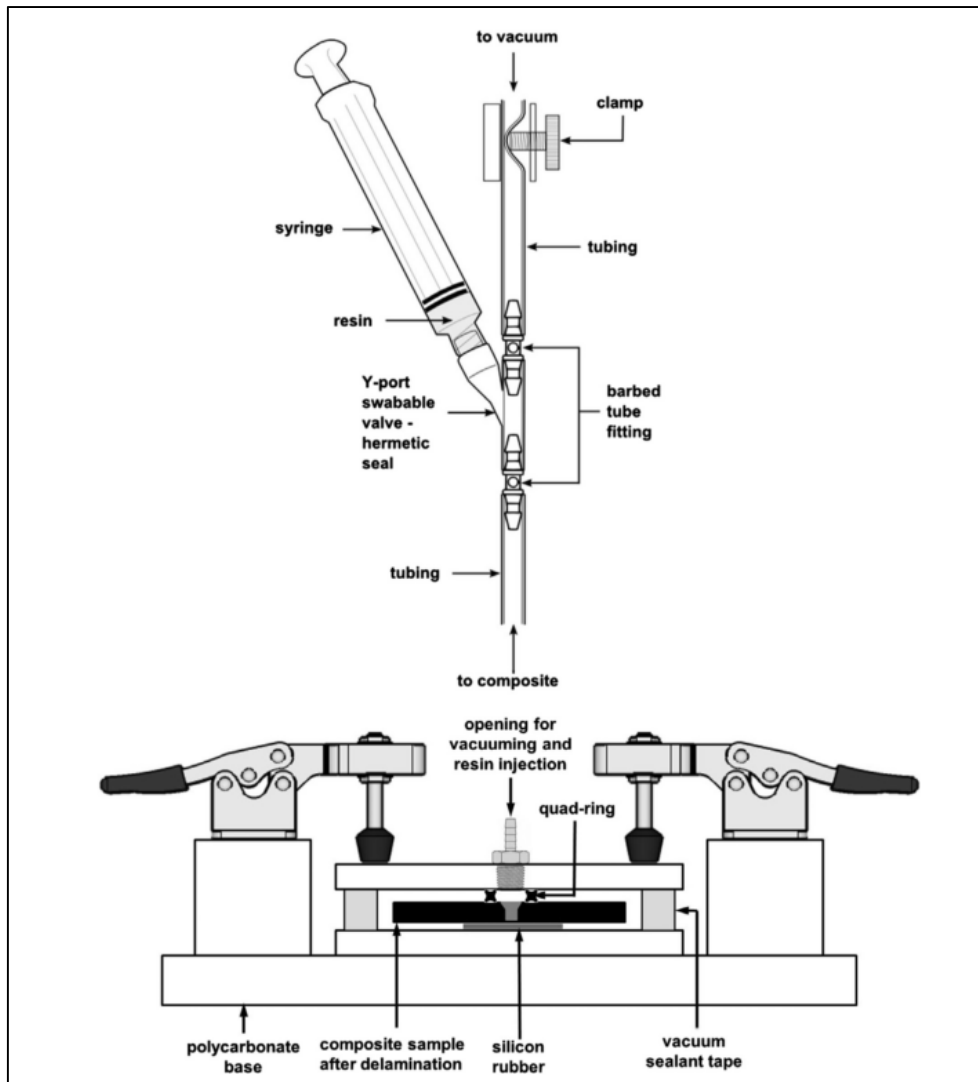


Figure 1-9 Schéma du montage de réparation par injection développé par Thunga (2013)

Réparation par rivetage ou boulonnage

Cette solution permet de réparer des pièces composites ou métalliques sans effectuer de traitement de surface. Elle est fiable et est utilisée pour réparer des pièces subissant un fort chargement. Néanmoins, l'utilisation de nombreux rivets entraîne un surpoids important et peut créer des concentrations de contrainte. Contrairement aux réparations par collage en « scarf » (en entaille) qui permettent de modifier au minimum les propriétés aérodynamiques

de la pièce à réparer, les réparations par rivetage ou par boulonnage causent une discontinuité de la surface.

Réparation par collage

Il existe différentes méthodes de réparations par collage. Une des plus répandues est la réparation en « scarf » qui est expliquée à la Figure 1-10. Cette réparation est caractérisée par son angle d'entaille. La réparation marche par marche est caractérisée par son taux de marche (Figure 1-11). C'est le rapport entre la hauteur d'une marche et sa longueur.

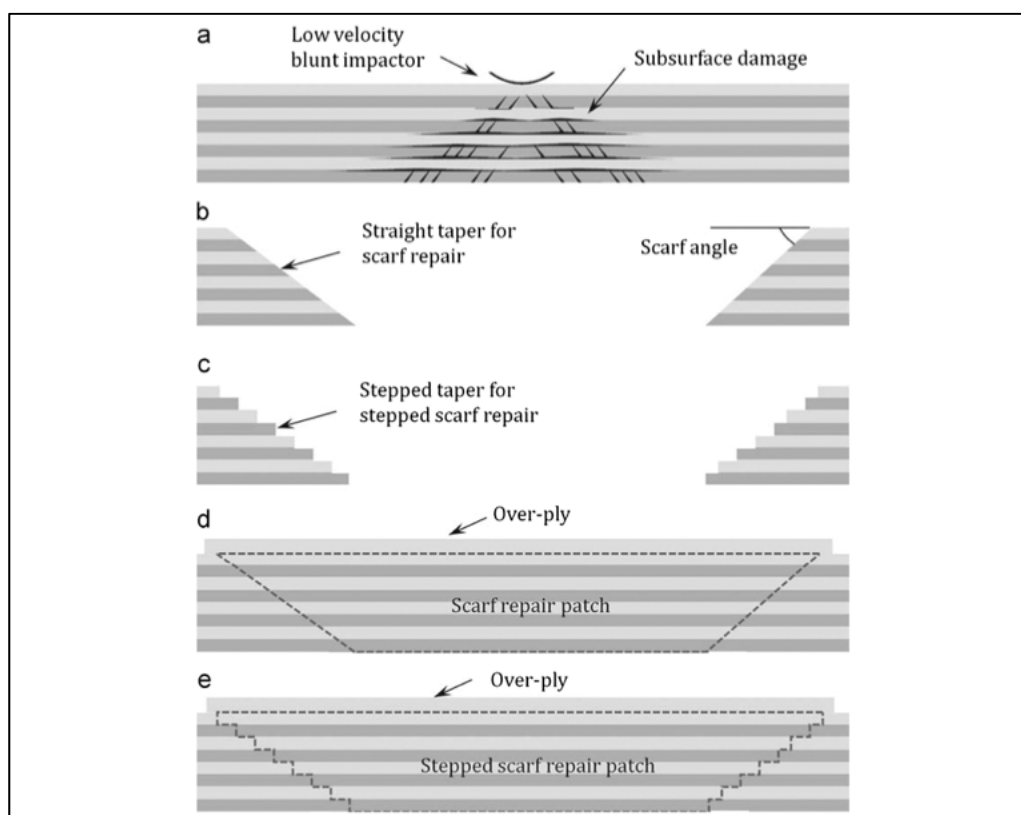


Figure 1-10 Réparation par collage en « scarf » d'un dommage typique suite à un impact de faible énergie : (a) composite endommagé, ((b)-(c)) composite usiné afin d'avoir une entaille biseautée (scarf) droite ou en marche, ((d)-(e)) composite réparé avec une couche supplémentaire supérieure
Tirée de (Katnam, Da Silva et Young, 2013)

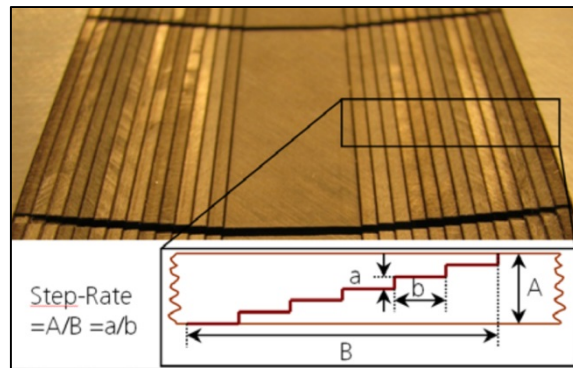


Figure 1-11 Définition du taux de marche
Tirée de (Kaden et Keck, 2012)

La réparation en « scarf » restitue les propriétés structurales du matériau en remplaçant les couches endommagées. La réparation peut être effectuée sur l'ensemble de l'épaisseur du stratifié ou sur une portion. La partie endommagée est d'abord retirée en formant une entaille biseautée (scarf) à fond plat soit droite ou en escalier. Il est admis qu'un angle d'entaille de 3° offre un bon compromis entre la tenue mécanique et la taille de la réparation (Darwish et Shivakumar, 2014). Le choix du matériau de réparation est important puisqu'il faut penser à sa dilatation thermique et vérifier que sa cuisson ne détériore pas le matériau à réparer. L'empilement de la réparation reprend généralement l'empilement du matériau à réparer. Cependant, certaines méthodes permettent d'optimiser la forme et l'empilement des réparations en fonction de l'emplacement du dommage dans la pièce et des efforts appliqués (Mathias, 2005; Todoroki et Haftka, 1998). Une couche supplémentaire peut être ajoutée en surface pour augmenter la marge de sécurité et réduire les concentrations de contraintes sur la première couche du composite à réparer. Les surfaces de collage sont préparées afin d'augmenter l'adhérence avec les couches de réparation. Elles sont sablées, nettoyées chimiquement, puis séchées. Un film adhésif est posé sur la surface à réparer. La réparation est ensuite construite en empilant les couches du composite pré-imprégné une à une et en débulant à chaque étape. L'ensemble des couches de la réparation et du film adhésif est cuit à l'aide d'une couverture chauffante permettant divers cycles de chauffe et de refroidissement. La pression est appliquée sur la couverture chauffante à l'aide d'une pompe à vide et d'un sac de moulage. Le choix des divers matériaux est important puisqu'il faut un

adhésif et des couches de composites qui ont le même cycle de cuisson. Il faut aussi s'assurer que le cycle de cuisson ne portera pas la structure existante à une température supérieure de la température de transition vitreuse du matériau afin d'éviter toute dégradation du polymère. On appelle ce procédé de cuisson de l'ensemble de couches de réparation et d'adhésif sur la structure existante « co-bonding ». Alternativement, la réparation peut être réalisée et cuite à part dans un four ou un autoclave avant d'être collée sur la structure à réparer. Ce dernier procédé, appelé « secondary bonding », demande une très grande précision géométrique de la plaque de réparation qui doit s'adapter parfaitement sur la structure existante. Le choix de l'adhésif faisant le joint entre la plaque et la structure doit aussi être fait méticuleusement afin d'éviter la détérioration du polymère de la structure ou de la réparation lors de la cuisson.

Plusieurs travaux portent sur ce genre de réparations comme celui de Ahn et Springer (1998) qui ont étudié les réparations en entaille et par collage de réparations en surface afin de joindre deux plaques de composite (Figure 1-12). Il y est mis en évidence dans leur cas (entre autre) que :

- Un angle d'entaille de 1 degré permet un recouvrement maximal des propriétés mécaniques lors d'un chargement en traction.
- Pour les réparations bout à bout, il existe une longueur de réparation à partir de laquelle la charge maximum en traction ou en compression n'augmente plus à cause des contraintes internes ajoutées (Campbell, 2010; Soutis, Duan et Goutas, 1999).

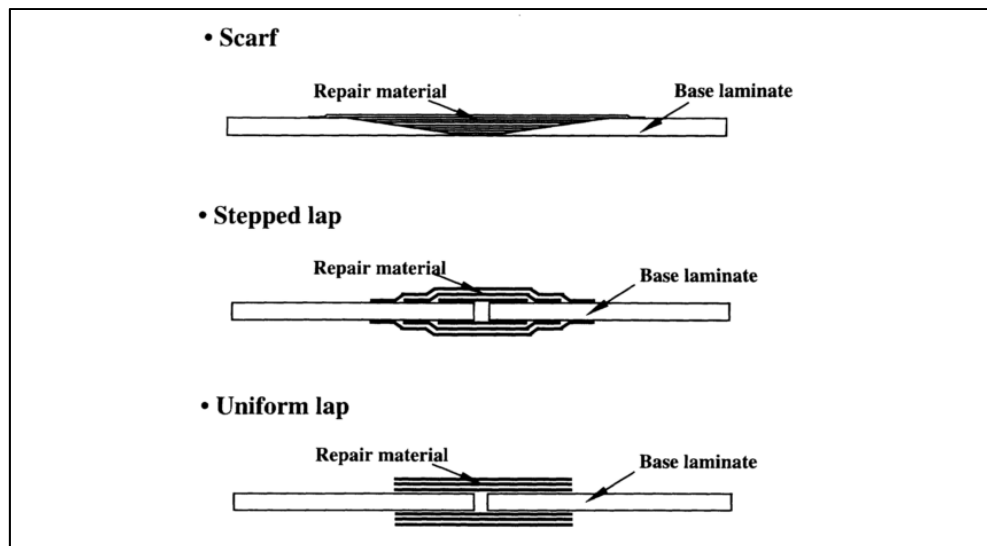


Figure 1-12 Réparations de composites utilisant le collage d'un stratifié dans une entaille (scarf) ou le collage de composite en escalier ou superposé en surface afin de joindre deux plaques bout à bout
Tirée de (Ahn et Springer, 1998)

Dans son étude, Soutis (1999) utilise un insert (plug) (insert remplissant le dommage visible à la Figure 1-13) pour remplir l'espace du trou avant de coller les plaques de réparation. Cela lui permet d'améliorer l'efficacité en compression de ses réparations en réduisant les concentrations de contraintes dans le trou.

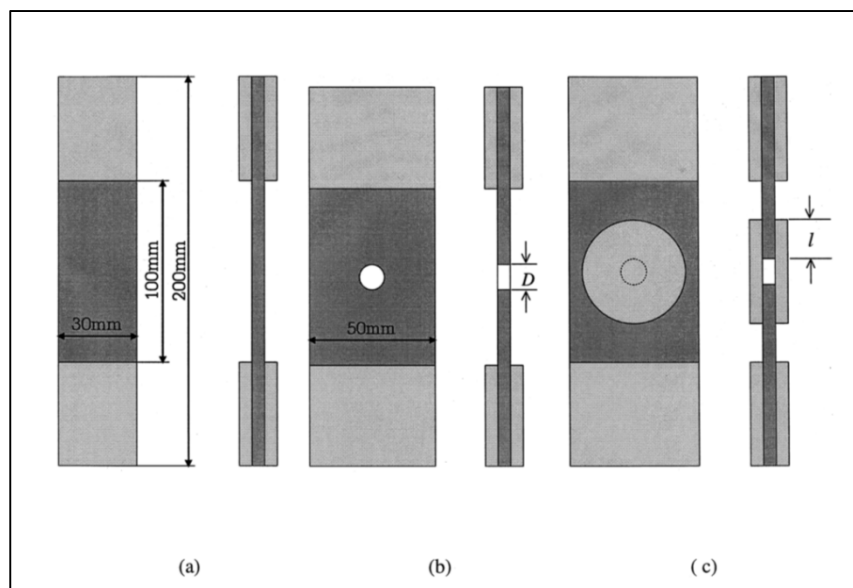


Figure 1-13 Spécimens utilisés par Soutis : a) Échantillon intact, b) Échantillon endommagé, c) Échantillon réparé sans insert
Tiré de (Soutis, Duan et Goutas, 1999)

Cette méthode de réparation utilisée par Soutis met en œuvre deux plaques de réparation positionnées de part et d'autre du dommage, de manière symétrique. On peut qualifier cette méthode de réparation de « réparation double » alors qu'une réparation avec une seule plaque de réparation peut être qualifiée de « réparation simple ».

Albedah (2011) compare les réparations simples et doubles avec des plaques de réparation circulaires en composite bore/époxy sur des structures fissurées en aluminium (Figure 1-14), en utilisant l'analyse par éléments finis en trois dimensions. Sa conclusion est que les réparations symétriques doubles améliorent considérablement les performances de la réparation, le facteur de concentration de contrainte au dommage est fortement réduit ce qui améliore la durée de vie en fatigue de la structure. Cette méthode permet un gain de poids sur la réparation et donc un gain de coût. Dans la Figure 1-14, la longueur de la plaque est $H_p = 254$ mm, sa largeur est $W_p = 254$ mm et son épaisseur est $e_p = 5$ mm. La fissure est au centre avec une longueur a (mm). La réparation a un rayon de $\rho = 50$ mm et une épaisseur $e_r = 2$ mm. Si la réparation est double, la plaque de réparation utilisée a une épaisseur divisée par 2.

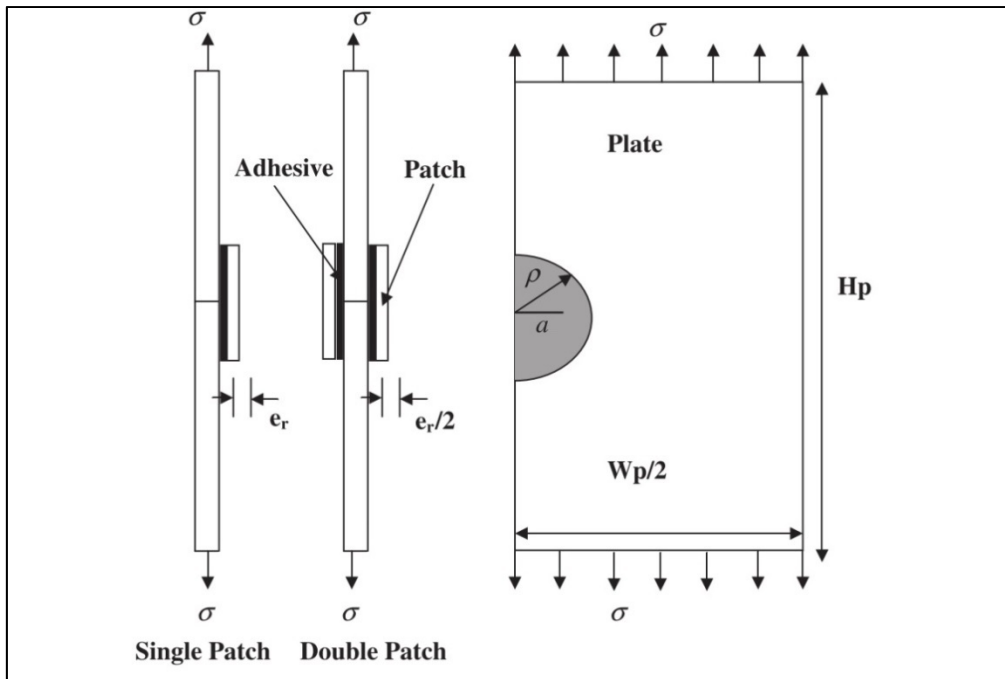


Figure 1-14 Schémas des échantillons étudiés par Albedah (2011), réparation d'une fissure sur une plaque d'aluminium par le collage d'un composite de bore/epoxy circulaire

Benyahia (2014) utilise les mêmes matériaux que Albedah, en utilisant l'analyse par éléments finis en trois dimensions, pour étudier plusieurs géométries de plaques de réparation : rectangulaire, trapézoïdale, circulaire et elliptique.

1.2.2 Les réparations sur les composites à matrice thermoplastique

1.2.2.1 Les composites thermoplastiques

Les composites thermoplastiques présentent certains avantages face aux composites thermodurcissables. En effet, ils sont généralement plus résistants aux impacts et aux solvants et sont plus respectueux de l'environnement. Leur matrice étant thermoplastique, ils peuvent être reformés après une première mise en forme et leur assemblage peut se faire par soudage (Ong, Sheu et Liou, 1989).

1.2.2.2 Les méthodes de réparations de la littérature

Les réparations expliquées précédemment sur les composites thermodurcissables peuvent être applicables aux composites thermoplastiques (Xiao, Hoa et Street, 1994). Néanmoins, certains procédés sont moins efficaces, comme les réparations par collage car l'utilisation des adhésifs, souvent à base d'époxy, et les produits de préparation des surfaces amènent à des résultats significativement moins bons que sur les composites thermodurcissables (Kinloch, Blackman et Teo, 2009).

L'utilisation de plus en plus répandue des composites thermoplastiques nous amène à réfléchir à des solutions adaptées. En effet, le caractère thermoplastique de la matrice permet de développer de nouvelles méthodes de réparations puisqu'on peut remettre en forme le composite ou le souder. Il semble donc logique que les réparations spécifiques aux composites thermoplastiques utilisent ces avantages.

Une étude de Ong (Ong, Sheu et Liou, 1989) porte sur les réparations par reformage thermique et les réparations par ajout d'une plaque de réparation. Les composites utilisés sont en carbone / polysulfure de phénylène (CF/PPS) et en carbone / polyétherétherkétone (CF/PEEK). Les spécimens sont endommagés par un impact et observés par C-Scan. Ici, le reformage thermique et le collage de plaque de réparation utilisent la procédure de formage originelle du spécimen. La pièce est donc réchauffée à sa température de mise en forme sous l'application d'une pression (celle de moulage). Les échantillons sont ensuite testés en compression.

Un autre moyen de réparation envisageable, notamment décrit par Kaden (Kaden, Keck et Voggenreiter, 2011), utilise le principe de la réparation par collage « en escalier » des composites thermodurcissables (partie 1.2.1.2). Les couches de composite endommagées sont retirées couche par couche par un système de laser UV, permettant une bonne reproductibilité. Le joint entre le composite à réparer et le composite de réparation n'est pas fait par un adhésif, mais grâce à la soudure par résistance (Figure 1-15). Kaden parvient à

obtenir un recouvrement de 85% de la résistance en tension du spécimen en utilisant une réparation quasi-isotrope avec un taux de marche de 1:20.

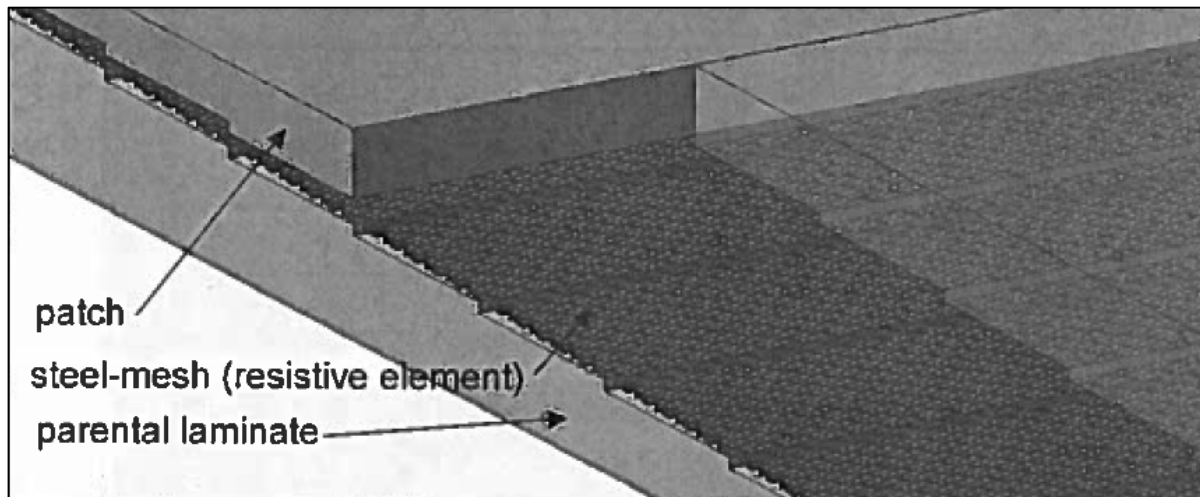


Figure 1-15 Schéma du placement du treillis d'acier entre le composite de réparation et le composite à réparer permettant la chauffe par résistance, méthode utilisée par Kaden (2011)

Une méthode semblable de réparation utilisant le chauffage par induction est abordée lors de son étude suivante (Kaden et Keck, 2012). La méthode utilisée est de placer une plaque métallique chauffée par induction par-dessus la réparation. Une feuille résistante est placée entre la réparation et la plaque métallique pour éviter le collage de la plaque à l'échantillon. La pression est appliquée à l'aide d'un sac à vide. Une nappe de fibre de verre est utilisée comme couche supplémentaire pour isoler thermiquement l'échantillon. La bobine générant le champ magnétique est placée au-dessus de l'ensemble (Figure 1-16). Une fois les conditions de température et de pression atteinte, le matériau est refroidi jusqu'à sa consolidation (sous pression). Le contrôle de la température se fait de part et d'autre de l'échantillon. La température du dessus de l'échantillon ne doit pas dépasser 400°C alors que la température en dessous doit atteindre environ 390°C. Un des avantages de cette méthode est que le champ magnétique permet aussi une chauffe dans le composite à réparer et dans la réparation puisque les fibres sont conductrices. Cette étude n'indique malheureusement pas la qualité des joints obtenus.

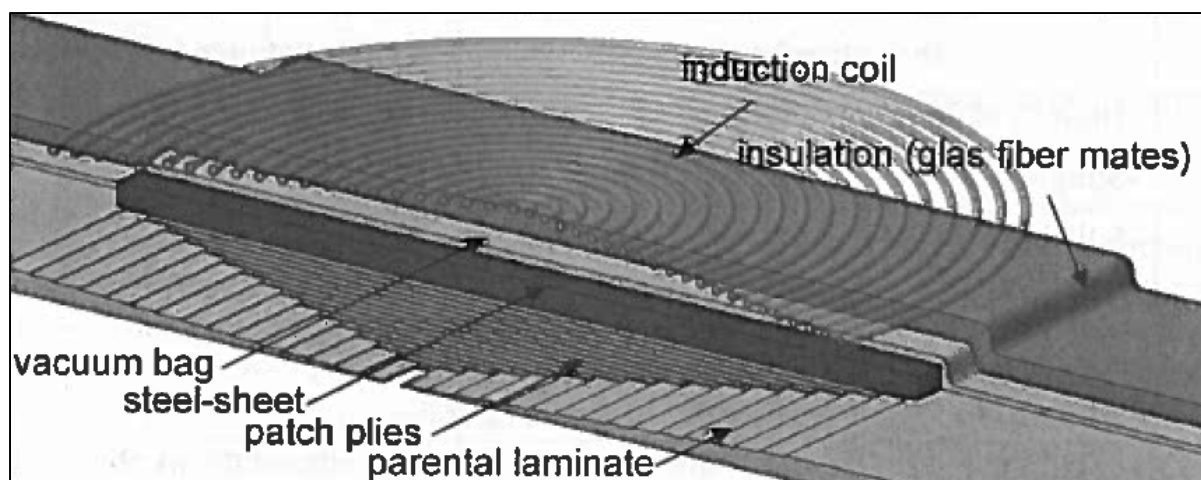


Figure 1-16 Schéma du montage de réparation utilisant le chauffage par induction utilisé par Kaden (2011)

La littérature nous permet de voir qu'il n'y a actuellement que peu d'études portant sur des méthodes de réparation de composites thermoplastiques. Il semble donc intéressant d'étudier de nouvelles méthodes de réparation utilisant les avantages des thermoplastiques dont le soudage.

1.3 Le soudage

1.3.1 Principe du soudage

Lors du soudage des composites thermoplastiques, la matrice est chauffée afin de réduire sa viscosité et permettre le mélange des chaînes polymériques sous l'application d'une pression (Figure 1-17) (Butler et al., 1998; Yang et Pitchumani, 2001). Le soudage est réalisé à une température supérieure à la température de transition vitreuse pour les polymères amorphes ou à une température supérieure à la température de fusion cristalline pour les polymères semi-cristallins et à température inférieure à la température de dégradation du polymère. À cette température, la pression aide la diffusion intermoléculaire. Le matériau est ensuite refroidi sous application de pression. Une interface riche en matrice et une température uniforme favorisent le déplacement des chaînes polymériques et permettent le bon contact

surfacique (Benatar et Gutowski, 1986). La vitesse de refroidissement détermine le taux de cristallinité dans la matrice.

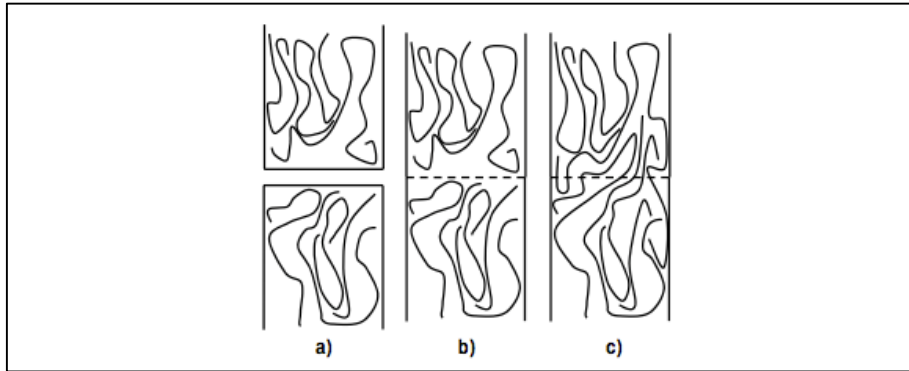


Figure 1-17 Soudage d'un polymère : (a) deux interfaces distincts; (b) contact des interfaces; (c) interdiffusion des chaînes polymériques
Tirée de (Ageorges, 2001)

Il existe différents procédés de soudage (Figure 1-18) qui présentent chacun des avantages et des inconvénients (Tableau 1-1).

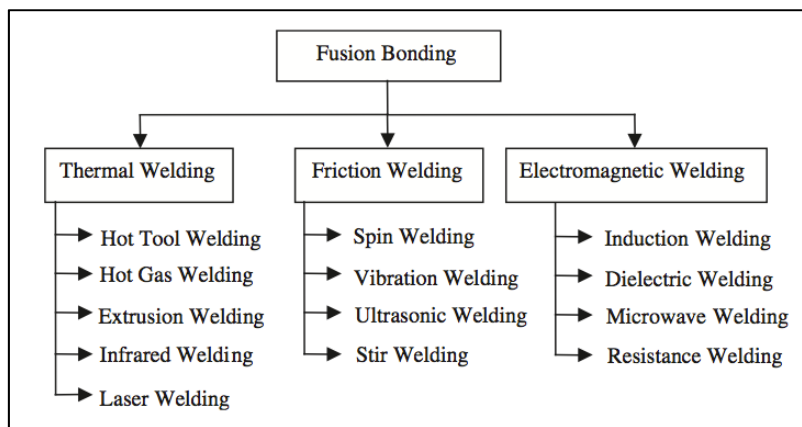


Figure 1-18 Classification des procédés de soudage
Tirée de (Yousefpour, Hojjati et Immarigeon, 2004)

Tableau 1-1 Comparaison entre les différents procédés de soudage sur une échelle de 0 (moins approprié) à 10 (Plus approprié)

Tirée de (Ageorges, 2001)

	Performance	Reproducibility	Durability	Cost ^a	Processing time	Minimal surface preparation	Flexibility	Large-scale joining	On-line inspection	Automation/ Production environment	Portability/ Application to repair	Reprocessing/ Recycling	Environmental friendliness
Mechanical fastening	4	10	5	2-7	2	2	10	10	5	10	10	10	10
Adhesive bonding	10	5	5	3-7	0	2	10	10	10	10	10	0	2
Resistance welding	10	8	8	7-6	8	10	5	8	10	10	8	8	8
Ultrasonic welding	10	9	9	8-6	10	10	5	5	10	10	7	5	8
Induction welding	10	9	8	7-6	8	10	7	8	10	10	7	8	8
Two-stage techniques	10	9	9	7-5	7	10	7	2	5	10	8	2	8
Dual resin bonding	9	10	7	^b	8	8	^b	^b	^b	^b	0	8	8

^a First cost rating corresponds to small volume productions, e.g. parts <10, second rating corresponds to large volume production.
^b Depends on the technology selected for providing heat.

Nous aborderons dans cette revue de la littérature le soudage par induction.

1.3.2 Soudage par induction

Principe

Le principe du soudage par induction consiste à chauffer un matériau conducteur électrique ou magnétique à l'aide d'un champ magnétique variable dans le temps (Border et Salas, 1989).

Un courant électrique alternatif dans un inducteur engendre un champ magnétique de la même fréquence que le courant (Ahmed et al., 2006). Ce champ magnétique engendre à son tour des courants de Foucault de la même fréquence dans le matériau conducteur électrique situé à proximité. Les pertes de ce courant permettent la chauffe du matériau. Une fois la température désirée atteinte, le courant dans l'inducteur est arrêté et le matériau est refroidi. Une pression est appliquée jusqu'à la solidification du matériau.

L'induction peut être appliquée directement dans le composite si ses fibres sont conductrices électriques, à condition que celles-ci forment des boucles de courant fermées permettant la création de courants de Foucault. Mais il est possible d'ajouter un élément chauffant afin de concentrer la chauffe à l'interface de la soudure ou pour permettre la chauffe lorsque les

fibres du composite ne sont pas ou peu conductrices ou que celles-ci ne forment pas de boucles de courant fermées (Figure 1-19).

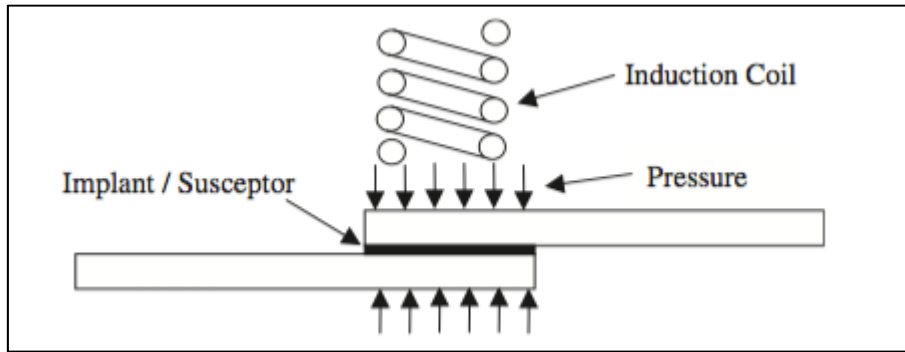


Figure 1-19 Montage standard du soudage par induction
Tirée de (Yousefpour, Hojjati et Immarigeon, 2004)

Mécanismes de chauffe due aux fibres de carbone

Différents mécanismes de chauffe apparaissent dans les stratifiés de fibres de carbone (Figure 1-20). Dans les fibres, on observe des pertes Joule. Aux jonctions des fibres, on observe des pertes diélectriques et des pertes par résistance de contact (Yarlagadda et al., 2002). Les pertes par effet Joule dans les fibres de carbone sont fonction de la longueur de la fibre (Miller et al., 1990)

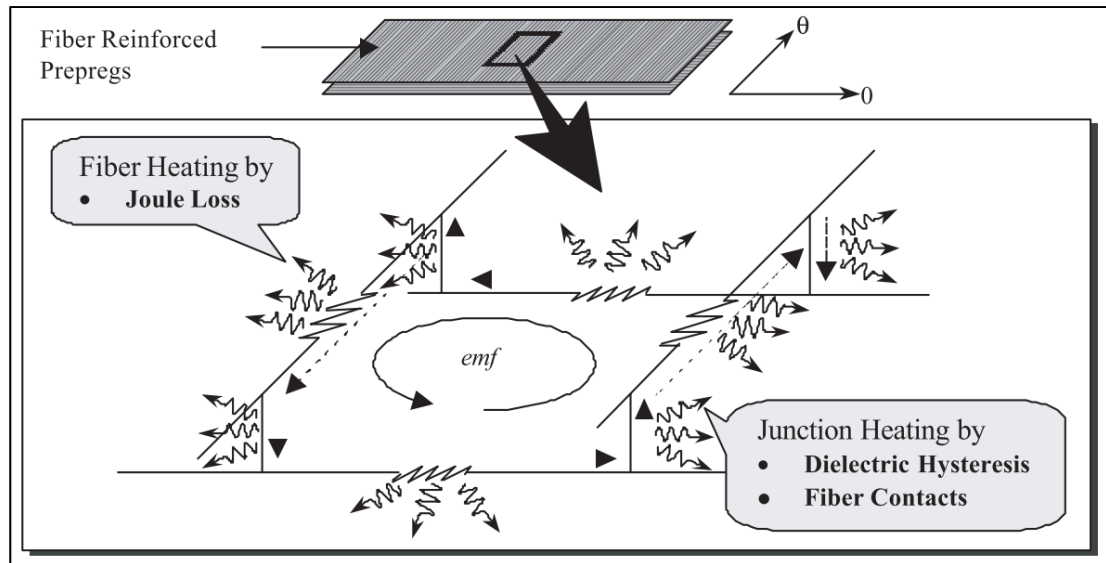


Figure 1-20 Mécanismes de chauffe observables dans un composite à fibres conductrices électriques chauffé par induction
Tirée de (Yarlagadda et al., 2002)

Il existe plusieurs théories sur l'origine de la chauffe. En effet, Fink pense que les pertes diélectriques à la jonction des fibres sont dominantes par rapport à celles dues aux boucles de fibres car les fibres ne se touchent pas suffisamment (Fink, McCullough et Gillespie, 1992). D'autre part, Mitschang pense que l'effet Joule est l'effet dominant dans la chauffe du matériau (dans les fibres et aux contacts) et que les pertes diélectriques sont négligeables (Mitschang, Rudolf et Neitzel, 2002). De ces deux résultats, il est possible de créer deux modèles électriques avec résistances et condensateurs (Figure 1-21 et Figure 1-22) (Yarlagadda et al., 2002).

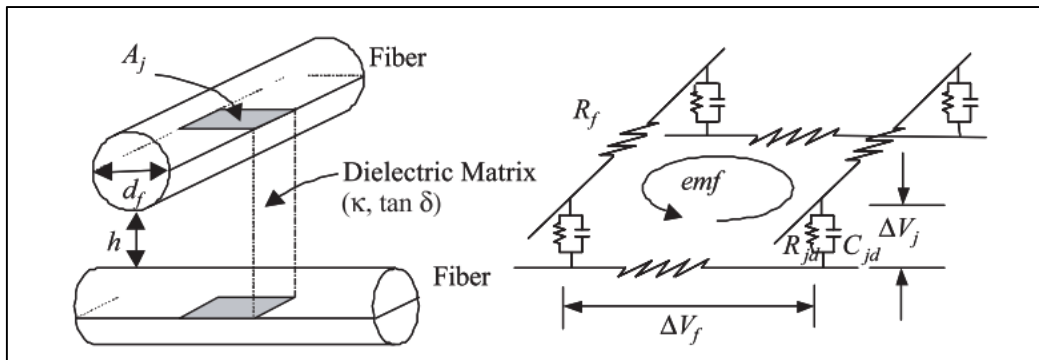


Figure 1-21 Schématisation des effets diélectriques aux jonctions des fibres.
L'aire aux jonctions est une approximation de l'aire projetée entre deux fibres
Tirée de (Yarlagadda et al., 2002)

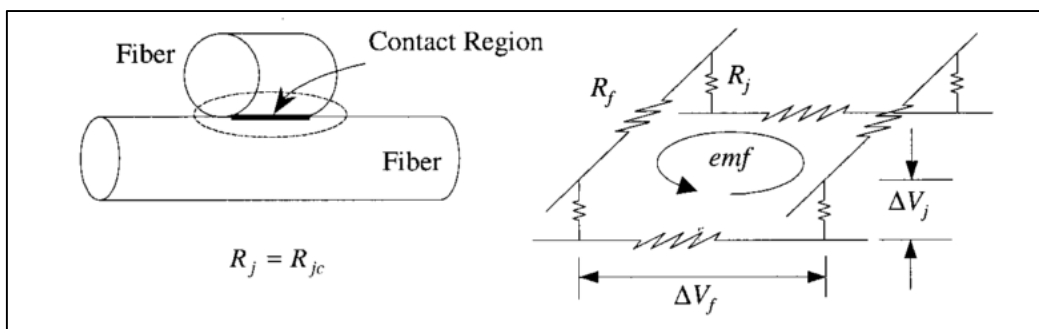


Figure 1-22 Schématisation de la chauffe des fibres aux jonctions due au contact
Tirée de (Yarlagadda et al., 2002)

Yarlagadda et al. concluent que :

- La chauffe aux jonctions des fibres est généralement dominante par rapport à la chauffe des fibres, sauf lorsque la résistance de contact est inférieure à 103Ω , ce qui est rare lorsqu'on a à faire à des fibres de carbone.
- Dans le cas de fibres conductrices, leur architecture fait varier l'importance des pertes. En effet, un stratifié de fibres tissées aura des pertes importantes dans les fibres dû au bon contact de celles-ci à leur jonction, alors qu'un stratifié à couches unidirectionnelles aura une chauffe dominante aux jonctions
- La température, la pression et l'agencement des fibres peut réduire la résistance de contact.

- Des deux chauffes observables aux jonctions, la chauffe due à la résistance de contact est la plus importante.

Effet de peau

Le générateur de puissance génère un courant alternatif à une fréquence idéale en fonction de la géométrie de l'inducteur et du couplage entre celui-ci et l'élément à chauffer. Cette fréquence, qui va être celle du courant induit, va impliquer un effet de peau dans l'élément chauffé. En effet, le courant induit dans un conducteur électrique n'est pas uniforme sur sa section mais concentré à sa surface (Équation 1.1). Il en est donc de même de la chauffe. La densité de courant dans le matériau s'écrit :

$$J_d = J_0 e^{-d/\delta} \quad (1.1)$$

où J_d est la densité de courant (A/m^2) à une distance d (m) de la surface extérieure, J_0 est la densité de courant à la surface (A/m^2) et δ est la profondeur de pénétration (m).

La profondeur de pénétration (Équation 1.2) correspond à la distance entre la surface extérieure et le point où la densité de courant n'est plus que de 37% par rapport à la densité de courant à sa surface. Elle s'écrit :

$$\delta = \sqrt{\frac{\rho}{\pi \mu f}} \quad (\text{Rudolf, Mitschang et Neitzel, 2000}) \quad (1.2)$$

où ρ est la résistivité du matériau ($\Omega.m$), μ sa perméabilité magnétique ($H.m^{-1}$) et f est la fréquence du champ magnétique (Hz).

La puissance générée par l'effet Joule dans un matériau (W) est (Équation 1.3) :

$$P = \frac{4 \cdot \pi^2 \cdot f^2 \cdot \mu^2 \cdot H^2 \cdot A^2}{R_f} \quad (\text{Rudolf, Mitschang et Neitzel, 2000}) \quad (1.3)$$

où H est le champ magnétique (A/m) qui dépend du courant (A) et de la distance r (m), A est l'aire comprise entre les tubes de l'inducteur et R_f est la résistance électrique de la fibre de carbone (Ω).

Inducteur

La géométrie de l'inducteur influence très fortement la forme du champ magnétique et son uniformité (Rudolf, Mitschang et Neitzel, 2000). Pour avoir une soudure efficace, la chauffe doit être homogène et la géométrie de l'inducteur doit être adaptée à la soudure effectuée.

Afin d'utiliser au mieux les connaissances acquises au sein du laboratoire vis-à-vis du soudage par induction des composites thermoplastiques, l'inducteur choisi est celui conçu par Gouin (Gouin et Dubé, 2015).

Concentrateur de flux

Le concentrateur de flux magnétique est fabriqué à partir d'un matériau ayant une perméabilité magnétique très élevée. Il permet de diriger et de concentrer le flux magnétique (Ahmed et al., 2006). Le concentrateur de flux est utilisé pour améliorer la chauffe. Il entoure l'inducteur sauf ses faces inférieures afin de concentrer le courant au plus proche du joint (Figure 1-23). Le champ magnétique est donc intensifié à cet endroit. Ruffini (1999) donne certains avantages des concentrateurs de flux magnétique :

- La meilleure utilisation de la puissance transférée vers la pièce induite permet de réduire la puissance nécessaire.
- Le contrôle du flux permet une meilleure reproductibilité et évite la chauffe du matériel environnant.

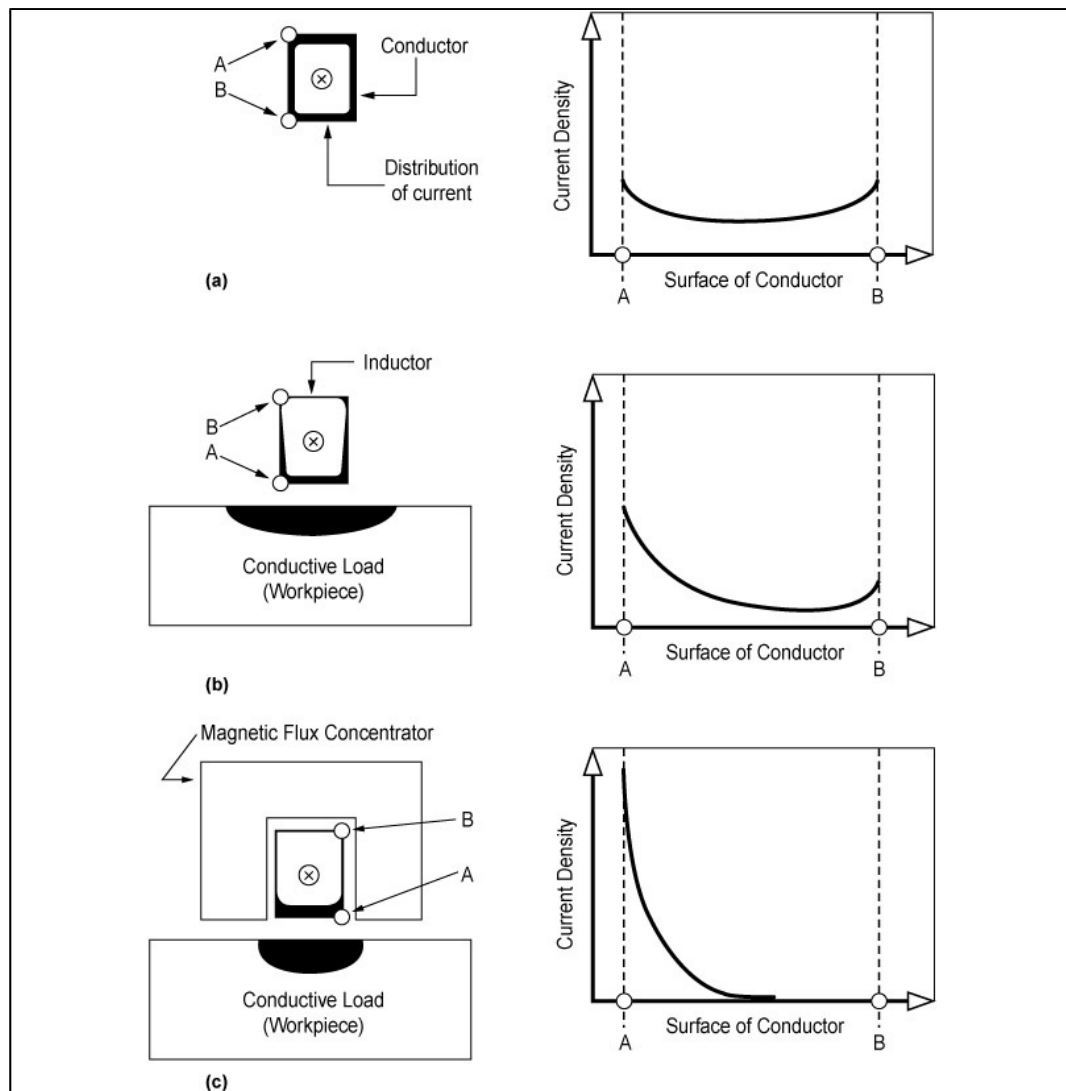


Figure 1-23 Distribution du courant dans un conducteur rectiligne, (a) conducteur seul, (b) conducteur au-dessus d'une pièce induite, (c) conducteur avec concentrateur de flux magnétique au-dessus d'une pièce induite
Tirée de (Haimbaugh, 2001)

Distance inducteur – joint

La distance entre l'inducteur et le joint de la réparation est importante car elle influence grandement l'intensité du champ magnétique au joint, comme le montre l'Équation 1.4.

$$H = \frac{1}{4\pi} \int \frac{I \times \hat{r}}{r^2} dl \quad (1.4)$$

où H est le champ magnétique (A/m), I est le courant dans l'inducteur (A), dl est une section de la bobine d'induction (m), \hat{r} est le vecteur unitaire entre la bobine et le point observé et r est la distance entre l'inducteur et ce point (m).

Élément chauffant

L'élément chauffant est un matériau ayant une conductivité électrique supérieure à celle des fibres des stratifiés. Il est placé à l'interface du joint à souder afin d'y concentrer la chaleur. L'élément chauffant est indispensable lorsque les fibres des stratifiés ne sont pas conductrices. Dans le cas de fibres conductrices, on utilise l'élément chauffant pour concentrer la chauffe à l'interface et éviter que le composite ne chauffe trop par lui-même, ce qui pourrait provoquer des déformations non désirées et entraîner des mouvements de fibres et de matrice. De plus, la chauffe du composite serait inégale en fonction de la distance entre l'inducteur et la partie chauffée.

L'élément chauffant est laissé dans le matériau après la soudure. Ahmed a étudié la tenue mécanique de joints soudés par induction à l'aide de treillis d'acier inoxydable (Ahmed, Stavrov et Bersee, 2006). Cette étude met en évidence qu'un diamètre de fil petit permet d'obtenir une bonne résistance au cisaillement. Cependant, un diamètre de fil trop petit empêche d'obtenir la chauffe suffisante. Pour obtenir une chauffe la plus homogène possible, le treillis peut être modifié localement pour modifier les boucles de courant induites (Yarlagadda, Fink et Gillespie, 1998). Le fait de laisser l'élément chauffant à l'intérieur du joint nuirait pas nécessairement aux performances mécaniques (Dube et al., 2009). En effet, Villegas a comparé le soudage par induction avec celui par résistance en utilisant un composite à fibres de carbone tressé renforcé par une matrice PPS (Villegas et al., 2013). Ici, le soudage par induction se fait sans élément chauffant, cela étant possible grâce à l'architecture particulière des fibres de carbone (tissu). Celui par résistance se fait avec un treillis d'acier inoxydable (Figure 1-24). Villegas observe des performances mécaniques comparables sous chargement quasi-statique et en fatigue avec ces deux procédés.

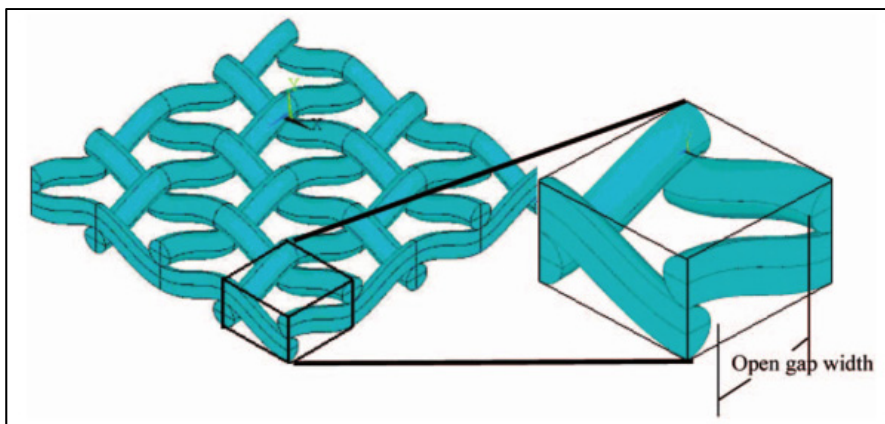


Figure 1-24 Schéma d'un treillis métallique (Talbot et al., 2005)

Pression de soudure

Pour obtenir une bonne soudure, la pression appliquée sur le joint durant l'opération est très importante. En effet, une pression trop faible va nuire au bon contact surfacique, alors qu'une pression trop élevée va entraîner des fuites de matrice sur les côtés du joint (Ahmed et al., 2006; Rudolf et al., 1999).

Un montage appliquant la pression par le vide (soit la pression atmosphérique) ne peut être utilisée qu'avec des thermoplastiques ayant une viscosité très faible à haute température (Ahmed et al., 2006), ce qui n'est pas le cas des thermoplastiques hautes performances. Il est ainsi préférable d'utiliser un vérin hydraulique pour appliquer une pression supérieure. Une étude de Ageorges (Ageorges, 2000) a permis de définir une pression optimale pour le soudage par résistance de polyetherimide renforcé par des fibres de carbone (CF/PEI). Pour cela, il a observé les résistances maximales au cisaillement pour différentes pressions de soudage (Figure 1-25). La pression permettant d'obtenir une résistance au cisaillement maximale se trouve autour de 0,5 MPa, valeur que Gouin utilise dans son étude sur le soudage de CF/PPS par induction (Gouin et Dubé, 2015).

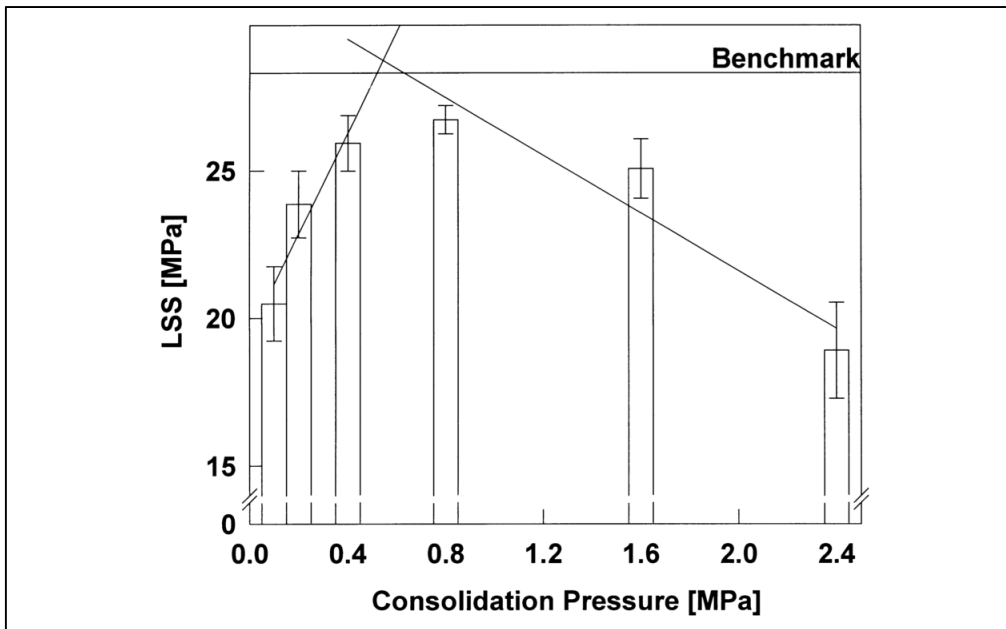


Figure 1-25 Résistance maximale au cisaillement en fonction de la pression de soudage pour du CF/PEI
Tirée de (Ageorges, 2000)

Effet de bord

Il est très important de penser aux effets de bord lors du soudage par induction. Les effets de bord vont dépendre de la géométrie de la pièce à chauffer. Par exemple, la Figure 1-26 montre les effets de bord dans une pièce plus ou moins large induite par un inducteur circulaire. Les effets de bords se remarquent particulièrement lorsque l'inducteur dépasse les limites de la pièce induite (Miller et al., 1990). Les boucles de courant devant toujours être fermées, le courant est alors redirigé aux bords de la pièce et crée une concentration de courant, résultant en une chauffe plus intense sur les côtés. Un moyen de réduire ces effets de bord est de modifier la géométrie de l'inducteur (Mitschang, Rudolf et Neitzel, 2002).

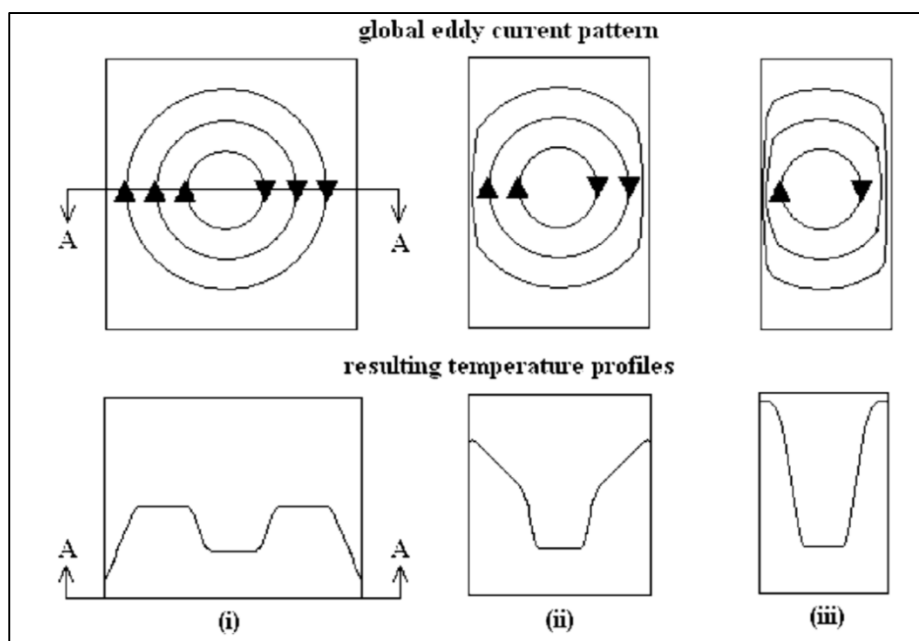


Figure 1-26 Exemples d'effets de bord en fonction de la géométrie de la pièce induite
Tirée de (Ahmed et al., 2006)

1.4 Caractérisation

Une méthode simple pour caractériser la performance mécanique des réparations est l'essai en traction. La norme ASTM D5766 (Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates) permet d'obtenir la résistance à la rupture en traction d'un échantillon contenant un trou en son centre. Cette norme utilise un stratifié de 200 à 300 mm de long par 36 mm de large et percé en son centre par un trou de 6 mm de diamètre (1/6 de sa largeur). La vitesse de déplacement des mâchoires est de 2 mm/min (vitesse constante). Cette norme permet de caractériser l'effet du dommage (trou) sur le matériau. Cette méthode d'essai mécanique peut ensuite être utilisée sur un échantillon réparé afin de quantifier la restitution des propriétés mécaniques dans ce chargement.

Ces mêmes échantillons, avec une longueur de 300 mm, peuvent être testés en compression en suivant la norme ASTM D6484 (Open-Hole Compressive Strength of Polymer Matrix Composite Laminates). La vitesse de déplacement des mâchoires est de 2 mm/min.

Néanmoins ce genre d'essai ne permettra pas de caractériser correctement des réparations collées non symétriques à cause du flambement que ce genre de réparation impose en compression. La norme ASTM D6742 (Filled-Hole Tension and Compression Testing of Polymer Matrix Composite Laminates) se base sur les deux normes précédentes pour caractériser un composite troué puis rebouché.

Les réparations en scarf sur les composites thermodurcissables ont beaucoup été étudiées. Elles sont testées en traction, en compression et en flexion. Dans ses études sur les réparations en scarf sur du CF/PEEK, Kaden caractérise ses échantillons en traction (Kaden, Keck et Voggenreiter, 2011; Kaden et Keck, 2012). La géométrie de l'échantillon est rectangulaire avec une réparation sur sa largeur (Figure 1-27).

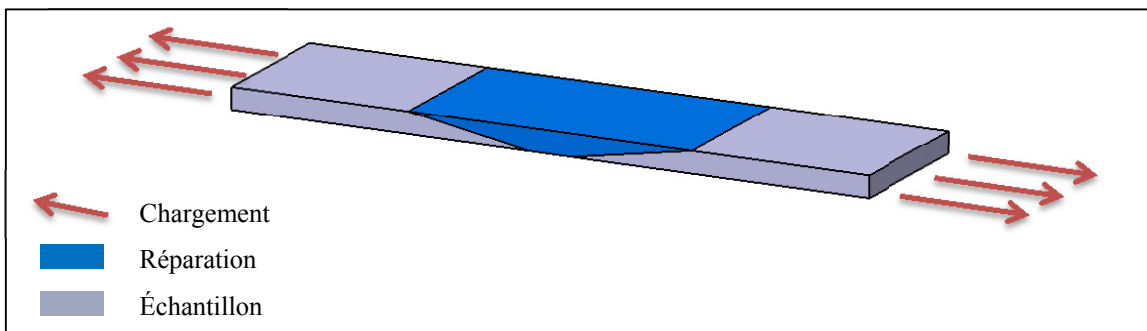


Figure 1-27 Schéma du chargement en traction d'un échantillon réparé (scarf)

L'observation des ruptures peut être utile afin de vérifier la qualité de la soudure (Dube et al., 2012). Puisque le soudage par induction avec élément chauffant et le soudage par résistance sont deux méthodes proches, on peut s'attendre à observer des modes de rupture semblables à ceux définis par Yousefpour (Yousefpour, Hojjati et Immarigeon, 2004) : les ruptures interfaciales et les ruptures interlaminaires que l'on peut diviser en trois sous-modes : ruptures cohésives, arrachement de l'élément, rupture du stratifié (Figure 1-28). Les ruptures interfaciales témoignent d'une soudure faible alors que la rupture du stratifié lors de l'essai mécanique est généralement signe d'une bonne soudure puisque ce mode de rupture demande beaucoup d'énergie pour entraîner la rupture des fibres.

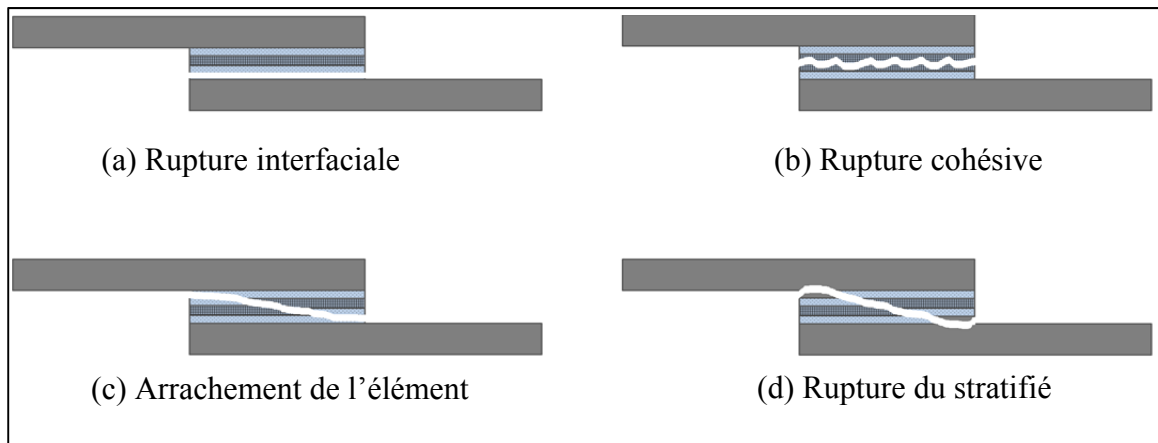


Figure 1-28 Modes de rupture d'un joint soudé avec élément chauffant

Dans son étude, Ahn (1998) met en évidence une longueur de réparation d_{limite} à partir de laquelle le chargement à la rupture soutenu par l'échantillon n'augmente plus (Figure 1-29). Cette caractéristique est due au changement de mode de rupture. Au-delà de cette longueur, le joint n'est plus le point faible de la réparation, c'est la réparation qui brise au-dessus du dommage. Les réparations étudiées sont des réparations par collage en « scarf » ou par collage de plaques en escalier ou de plaques uniformes sur les deux côtés (Figure 1-12). La réparation est simulée en joignant deux plaques de composites à matrice thermodurcissable par la réparation. Ces échantillons ainsi formés sont ensuite testés en traction. L'efficacité de la réparation est définie par la charge à laquelle l'échantillon brise.

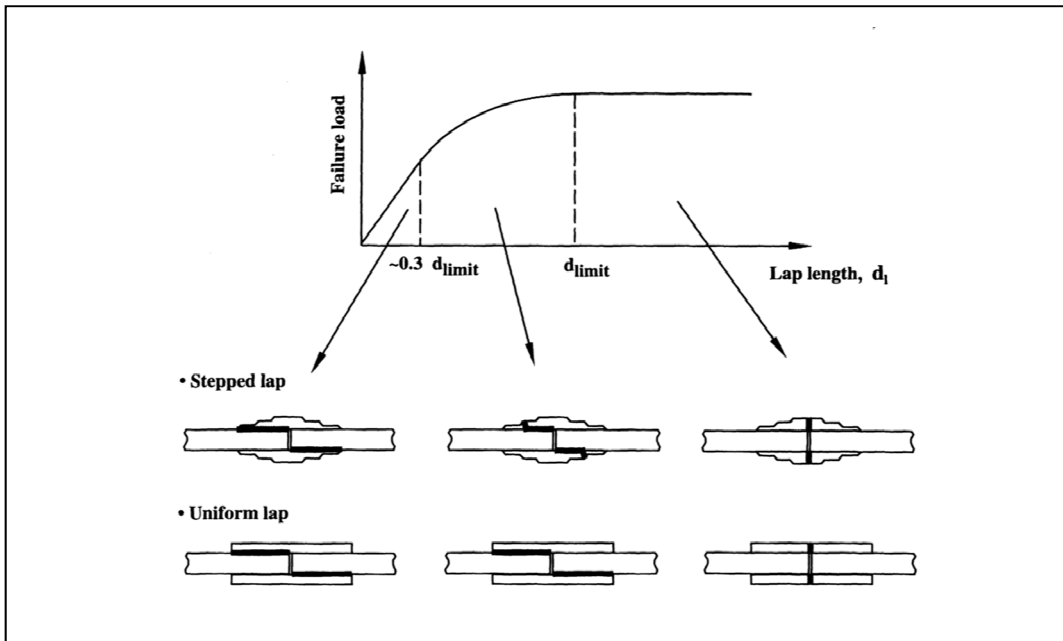


Figure 1-29 Modes de rupture observé par Ahn (1998) avec des réparations avec plaque en escalier et plaques uniformes en fonction de la longueur de réparation

D'autre part, les micrographies permettent de vérifier la qualité du joint en observant l'interface entre l'échantillon et la réparation. On vérifie la bonne diffusion de la matrice, l'absence de porosités et ces micrographies permettent parfois de mettre en évidence une soudure incomplète ou non homogène.

1.5 Conclusion de la revue de la littérature

Cette première partie nous permet d'avoir une vue d'ensemble des études et des avancées technologiques qui ont été faites dans le domaine des réparations des matériaux composites. À ce jour, il n'y a que peu de publications concernant des méthodes de réparations spécifiques aux composites thermoplastiques. Un procédé de réparation se doit de recouvrir au maximum les propriétés mécaniques du matériau sans affecter de manière excessive la structure. Nous essaierons de respecter cela tout au long de l'étude afin de développer une méthode de réparation des matériaux composites thermoplastiques en utilisant le soudage.

Ainsi, dans cette étude, nous nous efforçons de développer une nouvelle méthode de réparation de stratifiés composites thermoplastiques constitués de fibres de carbone unidirectionnelles en utilisant le soudage par induction avec élément chauffant. Les objectifs spécifiques sont :

- I. Développer un procédé de réparation utilisant le soudage par induction.
- II. Évaluer la capacité des différentes réparations à recouvrir la performance mécanique initiale du matériau en traction.
- III. Évaluer les limites des méthodes de réparation à recouvrir la performance mécanique initiale du matériau en traction.

CHAPITRE 2

DÉMARCHE EXPÉRIMENTALE

2.1 Introduction

Le but de cette étude est de développer des méthodes de réparations adaptées aux composites thermoplastiques et de caractériser la performance mécanique de ces réparations. Dans un premier temps, des échantillons sains sont moulés puis testés mécaniquement en traction afin de connaître les propriétés du matériau dans ces conditions. Dans un deuxième temps, on effectue ces mêmes essais en traction sur des échantillons endommagés afin de quantifier la dégradation des propriétés mécaniques due au dommage. Ces échantillons endommagés sont ensuite réparés en soudant des plaques par-dessus le dommage. Dans cette recherche, le procédé de soudage utilisé est le soudage par induction (voir chapitre 1). Une caractérisation mécanique permettra de quantifier le recouvrement de la tenue mécanique en tension des échantillons réparés.

2.2 Fabrication des plaques de composite

Les échantillons servant à l'étude sont découpés dans des plaques de composite moulées par compression dans un moule de 250 mm x 250 mm. Les couches de fibres de carbone unidirectionnelles pré-imprégnées de PPS sont découpées et nettoyées à l'acétone afin d'éliminer les impuretés qui pourraient se trouver à leur surface. Ensuite, elles sont positionnées les unes par rapport aux autres avec un empilement quasi-isotrope symétrique $[(0/90/\pm 45)_2]_s$ en les fixant par point (soudage au fer chaud).

Cet assemblage de couches est moulé dans un moule d'acier. Pour faciliter le démoulage et obtenir un bon fini de surface des plaques de composite, des films de polyimide (kapton) sont placés entre le composite et le moule.

La Figure 2-1 explique le cycle de mise en forme utilisé pour mouler les plaques. Les valeurs de température qui y sont indiquées sont celles mesurées par la presse hydraulique au niveau des plaques chauffantes. La température dans le moule a été mesurée sur la première plaque moulée en plaçant un thermocouple dans le matériau composite afin de vérifier que la température de 320°C est atteinte. Les valeurs de pression correspondent à la pression appliquée sur la plaque de composite. Une consigne de 320°C est appliquée avec une pression minimale de 0,04 MPa. Lorsque la température atteint 310°C, un chronomètre est déclenché. 20 minutes plus tard, le refroidissement est déclenché et une pression de 0,7 MPa est appliquée. Le taux de refroidissement moyen varie entre 10 et 15°C/min (Figure 2-1).

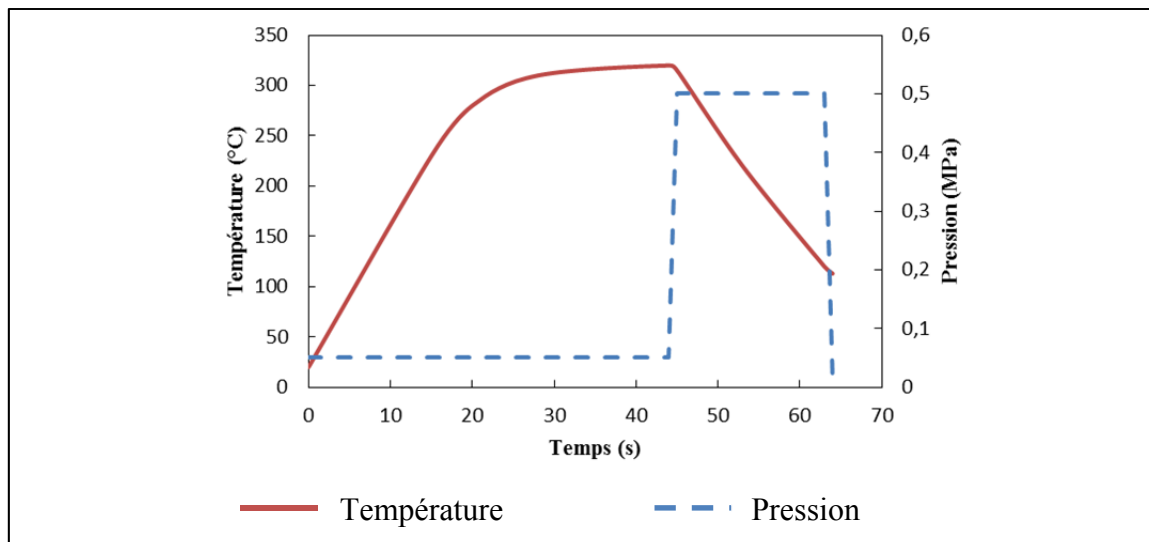


Figure 2-1 Valeurs de température des plaques de la presse et de pression appliquée sur la plaque de composite lors du moulage des plaques

Les plaques sont découpées à l'aide d'une scie diamantée refroidie à l'eau afin de créer les échantillons de 116 x 36 mm (Figure 2-2). Ces échantillons sont découpés légèrement plus large que 36 mm puis sablés pour avoir une meilleure précision sur leur dimensionnement (ANNEXE III).

Le dommage est un perçage de 6 mm de diamètre fait à l'aide d'une perceuse colonne manuelle et d'un foret en carbure au centre de l'échantillon (Figure 2-2).

2.3 Fabrication des réparations

Les plaques de composite utilisées pour les réparations peuvent être pré-consolidées ou non. Les plaques utilisées pour les réparations pré-consolidées sont fabriquées de la même manière que les plaques servant à la conception des échantillons (voir partie 2.2). Les réparations sont donc découpées dans des plaques moulées suivant le procédé précédent, puis sablées aux dimensions souhaitées. Dans le cas de réparations non pré-consolidées, le composite de réparation se compose de couches de pré-imprégné découpées dans les dimensions de la réparation souhaitée et soudées à l'échantillon à réparer. Les couches de la réparation ne sont donc pas moulées préalablement mais consolidées lors du soudage. Le système d'axe permettant de définir l'empilement des échantillons et des plaques de réparations est défini en Figure 2-2.

Pour souder l'échantillon à la plaque de réparation, nous utilisons un treillis d'acier inoxydable comme élément chauffant pris entre deux films de PPS à l'interface entre l'échantillon à réparer et la plaque de réparation (Figure 2-3).

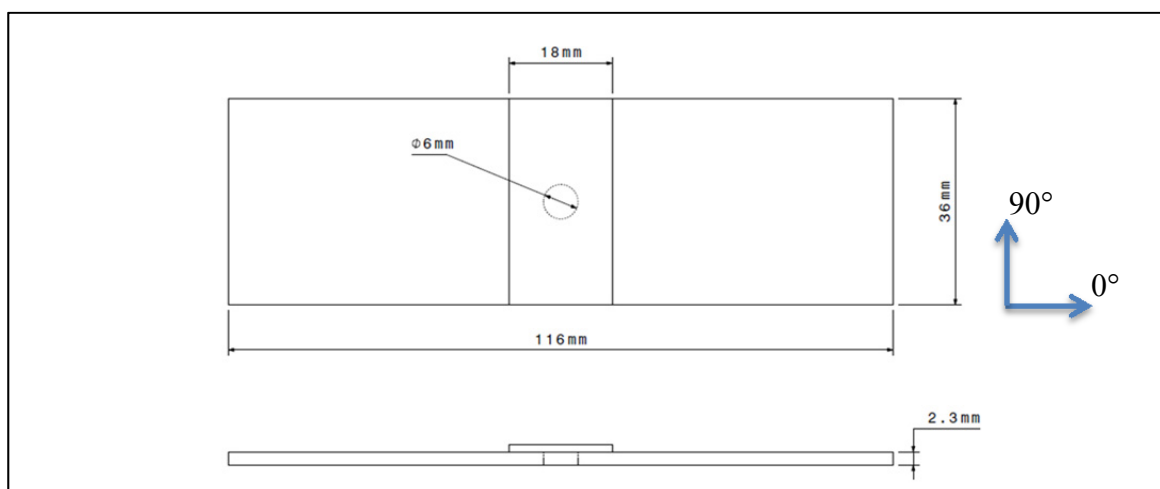


Figure 2-2 Dessin de la géométrie d'un échantillon classique avec une réparation simple de 18 mm de long au-dessus et système d'axe choisit

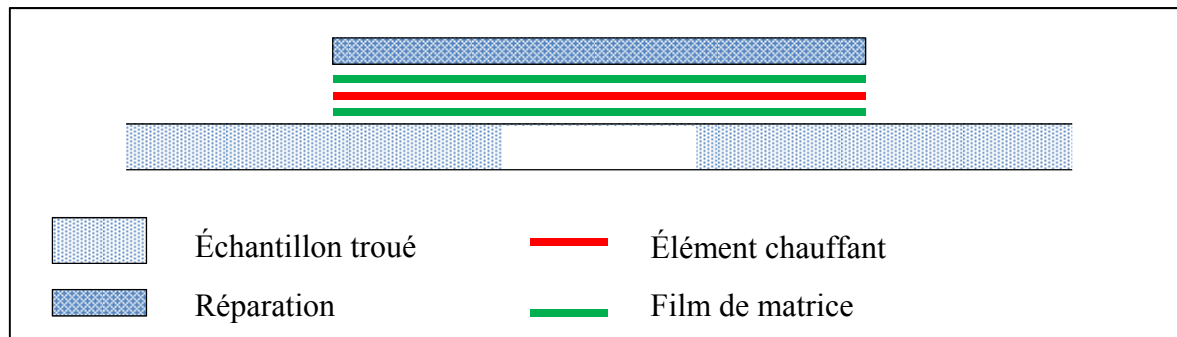


Figure 2-3 Agencement des films de PPS et du treillis d'acier inoxydable pour la soudure de la réparation sur l'échantillon

2.4 Fabrication des inserts

Les inserts sont des disques ayant la forme du dommage, soit l'épaisseur de l'échantillon à réparer et un diamètre de 6 mm. Ils sont implantés dans certains cas de réparation afin de remplacer la matière enlevée par le dommage. Pour cela, ils sont taillés dans les mêmes plaques de composite que celles dans lesquelles sont taillés les échantillons, soit un composite CF/PPS $[(0/90/\pm 45)_2]_S$.

Le procédé de fabrication d'un insert est le suivant :

- Un carré de plus de 6 mm de côté est taillé dans une plaque ayant le même empilement que l'échantillon à réparer, soit $[(0/90/\pm 45)_2]_S$.
- Ce carré est collé au bout d'une tige d'acier de 6 mm de diamètre.
- Le carré de composite est taillé afin qu'il devienne un disque de 6 mm de diamètre. La tige d'acier permet de faciliter l'opération. Le diamètre est régulièrement vérifié afin que l'insert ait des dimensions telles que celui-ci tienne en place dans le dommage.
- L'insert est décollé de la tige d'acier puis nettoyé avec de l'acétone.

2.5 Matériaux

Le matériau utilisé pour les échantillons et pour les réparations est un pré-imprégné CF/PPS (fiche technique en ANNEXE VI). Le PPS est un polymère semi-cristallin ayant une température de transition vitreuse de 90°C (Jacques, 2002) et une température de fusion de 285°C. La température de mise en forme proposée par le fabricant lors du moulage par compression est de 320°C.

L'élément chauffant est un maillage d'acier inoxydable de 200 brins/25,4 mm (équilibré). Le diamètre des brins est de 40,5 μm .

Les films de résine utilisés de part et d'autre de l'élément chauffant à l'interface entre l'échantillon et la réparation sont des films de PPS d'une épaisseur de 0,07 mm.

2.6 Positionnement de la réparation

Afin d'avoir une meilleure précision lors du placement de la réparation par rapport au trou, un outil a été créé par prototypage rapide (Figure 2-4). Celui-ci centre l'échantillon troué grâce à un plot. Il suffit ensuite de positionner le treillis d'acier inoxydable et un film de PPS entre les bras de l'outil (ANNEXE II). Le treillis et le PPS sont maintenus en position grâce à quatre points de soudure aux coins. Une fois ces éléments fixés, l'échantillon est sorti de l'outil de centrage. On ajoute un deuxième film de PPS par-dessus le treillis d'acier inoxydable.

Dans le cas de réparations non pré-consolidées, les couches de CF/PPS sont ajoutées par-dessus le deuxième film de PPS et fixées de la même manière.

Dans le cas de réparations pré-consolidées, la plaque de réparation est placée au-dessus du treillis et des films de PPS lors de la mise en place de l'ensemble dans le montage de soudure.

L'ANNEXE I explique en détail la préparation des échantillons avant le soudage. Il y est expliqué plus en détail le positionnement de la réparation sur l'échantillon à réparer ainsi que le positionnement de l'ensemble dans la machine de soudage.

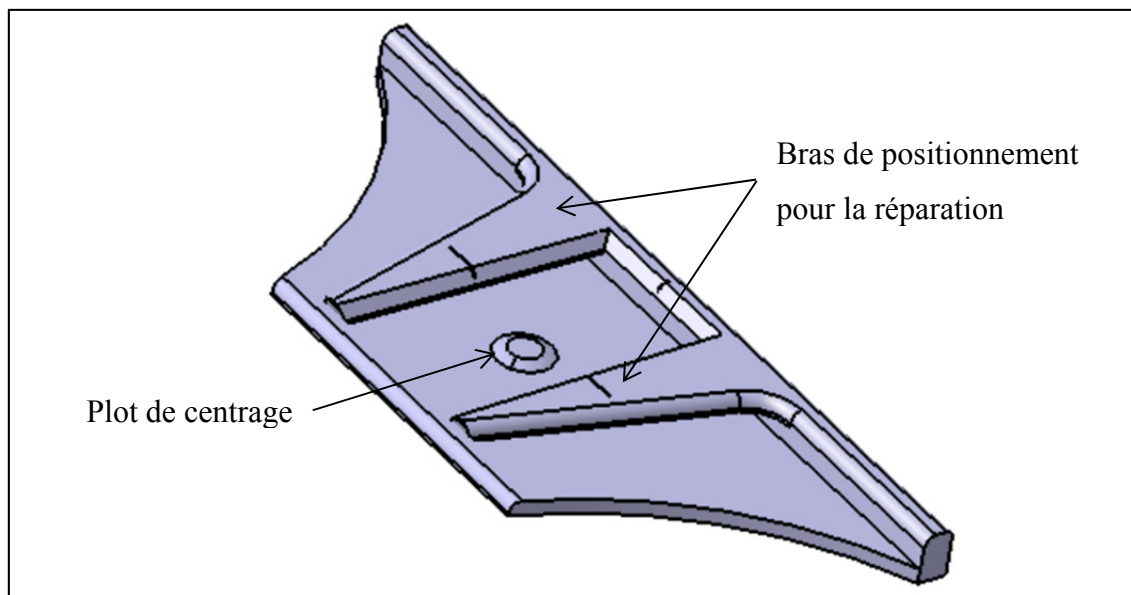


Figure 2-4 Outil de centrage de la réparation sur l'échantillon à réparer

2.7 Montage de soudure

Comme il est expliqué dans le chapitre 1, le soudage nécessite une chauffe interfaciale et une pression. Le choix ici est d'une chauffe par induction, c'est-à-dire à l'aide d'un champ magnétique induisant un courant dans un élément chauffant placé à l'interface entre l'échantillon et la réparation (Figure 2-5). Le montage nécessite donc une source de puissance alimentant un inducteur refroidi à l'eau et un système d'application de la pression. Le montage doit aussi permettre de positionner l'échantillon à réparer de manière reproductible et adaptée pour les différentes réparations étudiées.

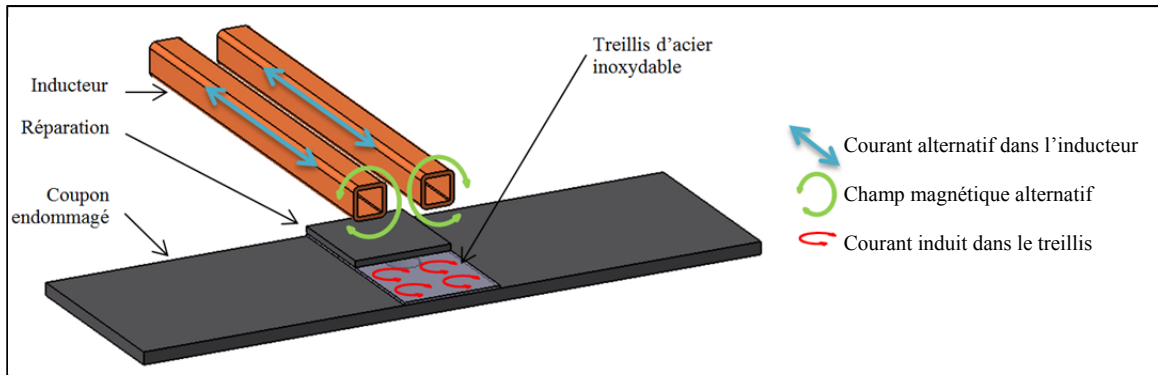


Figure 2-5 Induction du courant dans l'élément chauffant

Le montage de soudure reprend celui utilisé par Gouin (2015) dans ses études sur le soudage par induction. La Figure 2-6 montre le montage global sans la table de support en céramique sur laquelle on positionne l'échantillon à souder (ANNEXE I). Cette table se positionne sur la poutre horizontale inférieure, sous le piston pneumatique et le concentrateur de flux magnétique se trouvant sur l'inducteur.

Le système d'induction Ambrell EasyHeat de 10 kW a une fréquence comprise entre 150 kHz et 450 kHz et délivre un courant maximal de 750 A. L'inducteur utilisé est fait à partir d'un tube de cuivre de section carrée de 6,35 mm de côté. L'espacement entre les deux portions du tube est de 6,35 mm (Figure 2-5 et Figure 2-7). L'inducteur en tube de cuivre permet d'y faire passer un circuit de refroidissement à l'eau. Le fait de refroidir l'inducteur permet d'éviter une dégradation de celui-ci et évite une perturbation de ses propriétés magnétiques durant la chauffe.

Ce montage est fabriqué avec des extrusions d'aluminium de type 8020. Ainsi, ce montage peut être modifié pour convenir à différentes configurations de soudures entre les échantillons à réparer et les réparations. On peut donc facilement modifier la distance entre l'inducteur et la table de support en céramique où vient se placer l'échantillon à souder (ANNEXE I). Cette possibilité de modification du montage s'avère indispensable pour les soudures doubles puisque le support de soudure double impose d'abaisser la table de support en céramique.

Pour perturber au minimum le champ magnétique, les matériaux conducteurs sont évités à proximité de l'inducteur. La céramique est beaucoup utilisée puisqu'elle est un bon isolant électrique et thermique, résistant à des températures élevées. Le piston pneumatique étant en acier, des pièces de céramique sont ajoutées entre celui-ci et le concentrateur de flux magnétique afin de réduire les perturbations du champ magnétique.

Le positionnement de l'échantillon dans le montage est décrit en ANNEXE I

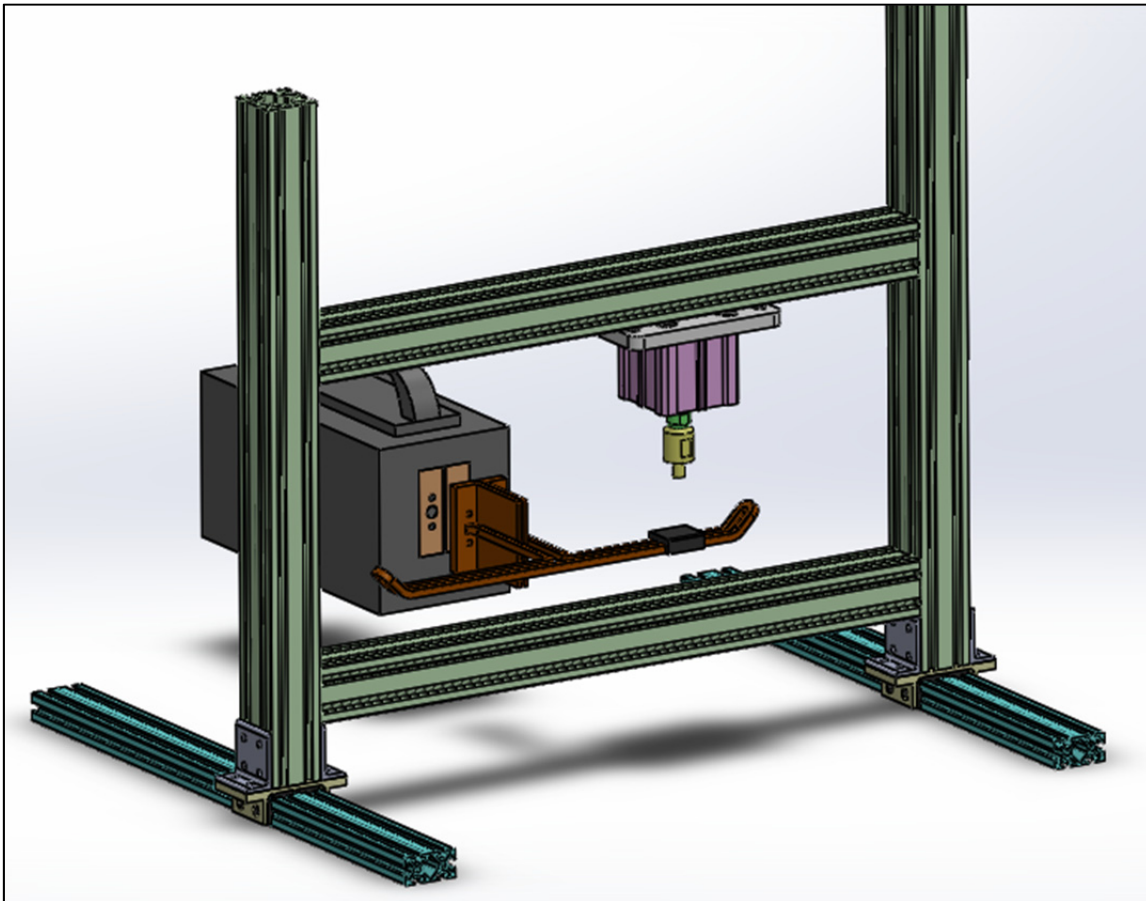


Figure 2-6 Montage de soudure sans sa table de support en céramique
(support de l'échantillon)
Montage de Gouin adapté au soudage de réparations (2015)

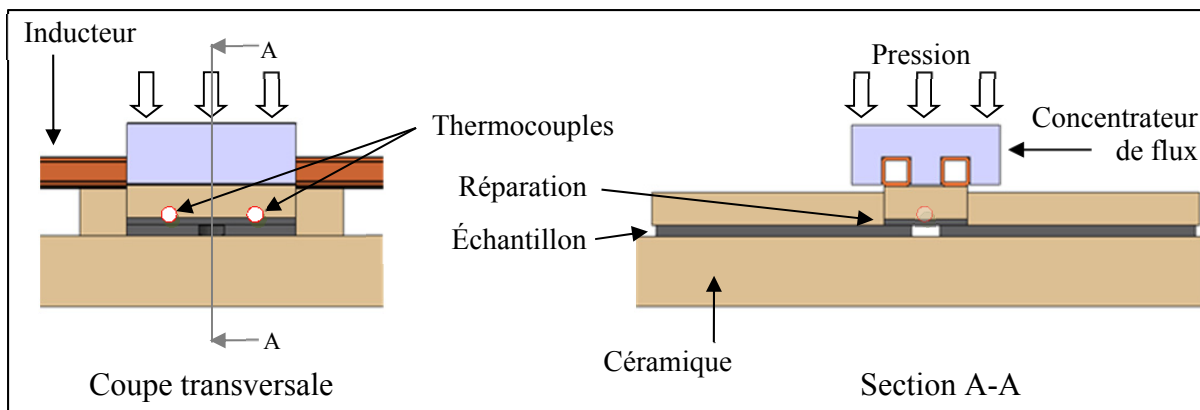


Figure 2-7 Schéma du montage pour le soudage d'une réparation simple

Afin d'effectuer des réparations doubles comportant deux plaques de réparation placées de part et d'autre du dommage (symétriques), le support de l'échantillon peut être adapté (ANNEXE I). En effet, suite au soudage de la première plaque de réparation sur le dessus de l'échantillon, il est possible de le retourner afin de souder une deuxième plaque de réparation de l'autre côté du dommage, de même empilement que la première. Cette nouvelle opération de soudage dégage de la chaleur pouvant déformer les fibres de l'échantillon qui, à cause de la première plaque de réparation soudée se trouvant à présent en dessous de l'échantillon, n'a plus la possibilité de se poser sur un plat. Le support en céramique schématisé dans la Figure 2-8 évite donc la déformation de l'échantillon lors de la deuxième chauffe.

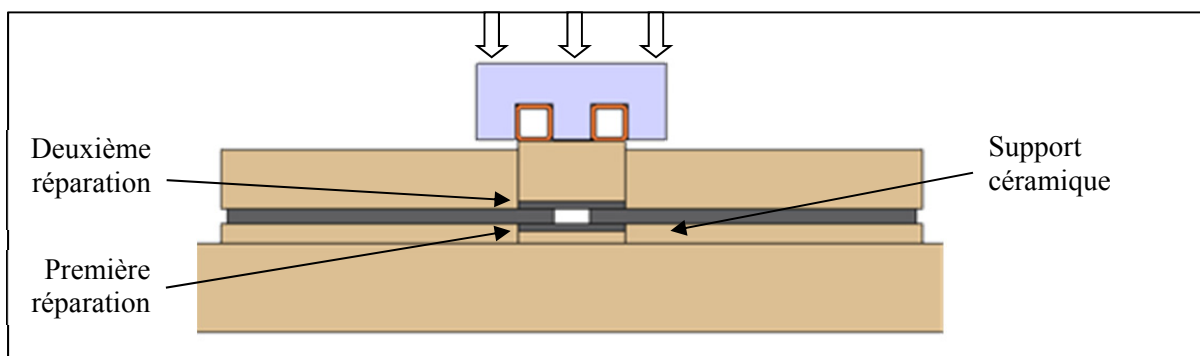


Figure 2-8 Schéma du montage pour le soudage d'une seconde réparation (coupe longitudinale de l'échantillon)

2.8 Soudage des réparations

Dans cette étude, il a été choisi de ne faire varier que l'intensité du courant du générateur de puissance et la température maximale, ces deux paramètres étant choisis afin d'avoir un temps de soudure de $60 \text{ s} \pm 10 \text{ s}$. En pratique, la fréquence du courant imposée par le système d'inducteur est 262 kHz (choisie automatiquement par le système).

La température est mesurée au-dessus de la plaque de réparation supérieure, sous la céramique centrale placée entre l'échantillon et l'inducteur, en deux points espacés de 18 mm (Figure 2-7). Il est choisi de placer ces thermocouples au-dessus de la réparation plutôt que dans le joint afin de ne pas perturber les propriétés mécaniques de celui-ci. La température mesurée permet de définir la fin du soudage. Des essais de soudage préliminaires pour chaque méthode de réparation ont été effectués afin de connaître le lien entre la température à l'interface de réparation et la température en surface de la réparation (ANNEXE V). Pour chaque type de soudure, l'intensité du courant dans le générateur et la température maximale mesurée durant la soudure sont choisis afin d'obtenir une soudure complète, de qualité, avec un temps de chauffe d'environ $60 \text{ s} \pm 10 \text{ s}$.

En fonction du type de réparation, l'intensité d'entrée peut varier entre 420 et 520 A et la température maximale mesurée au-dessus de la réparation peut varier entre 210°C et 295°C (Figure 2-7). Une fois la température maximale atteinte, le courant dans l'inducteur est arrêté et l'échantillon est maintenu sous pression jusqu'à ce que les thermocouples indiquent une température inférieure à 80°C pour être sûr que le joint est consolidé. Le refroidissement se fait naturellement sans refroidissement accéléré. La pression au joint pendant le soudage est de 0,5 MPa. Elle est transmise par un piston pneumatique positionné au-dessus du concentrateur de flux.

2.9 Caractérisation

Afin de vérifier la qualité de la soudure, certains échantillons sont utilisés pour des micrographies. Pour ce faire, on effectue des découpes comme il est schématisé à la Figure

2-9. Les micrographies permettent de détecter la présence de porosité, de fuite de matrice, de déplacements de fibres.

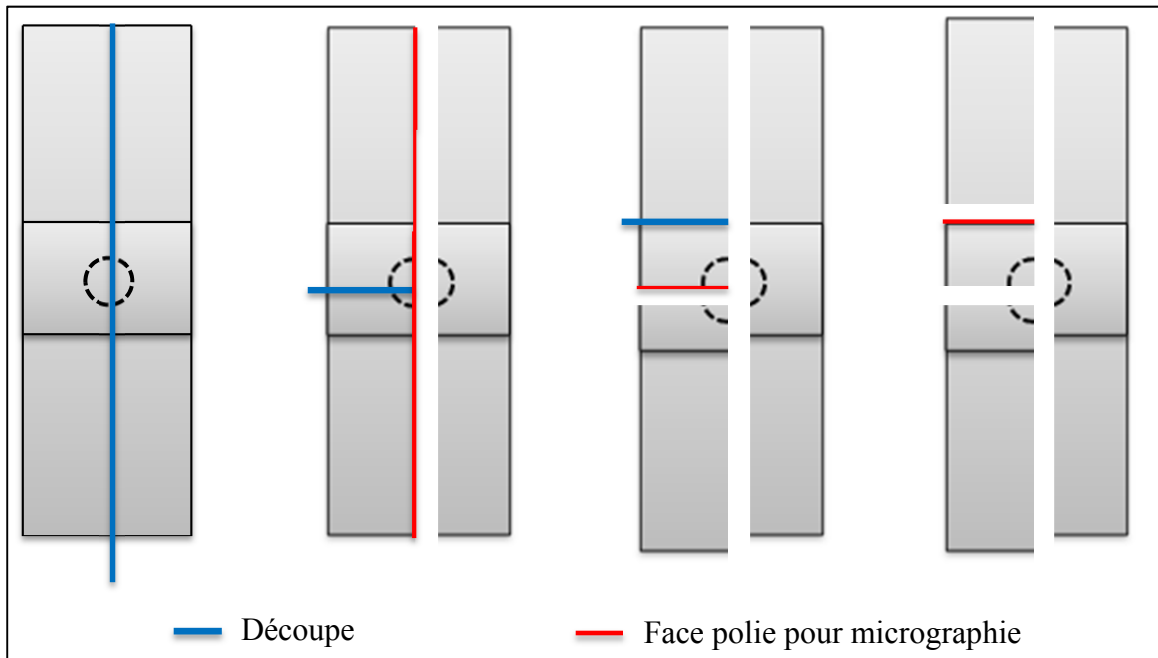


Figure 2-9 Découpe des échantillons pour les micrographies

Les échantillons sont testés mécaniquement en traction à l'aide d'un essai monotonique. La norme ASTM D5766 (Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates) est utilisée comme base pour ces essais. Cette norme préconise des échantillons de 36 x 200 mm percés en leur centre par un trou de 6 mm de diamètre (soit 1/6 de la largeur de l'échantillon). La longueur d'échantillon de 200 mm a été réduite à 116 mm afin de doubler le nombre d'échantillons par plaque de composite moulée. Le contrôle se fait à une vitesse de déplacement constante de 2 mm/min.

Une machine de traction à mords mécaniques est utilisée. Un papier de verre est ajouté entre les mords et l'échantillon (Figure 2-10). Il permet de réduire les concentrations de contrainte pouvant endommager le matériau, ce qui pourrait fausser les résultats. Le côté rugueux est en contact avec l'échantillon.

L'essai mécanique permet d'obtenir la résistance à la rupture en traction en divisant la force maximale durant l'essai par la section de l'échantillon avant perçage et avant réparation (Équation 2.1). On peut ainsi comparer les performances en traction des échantillons intacts avec ceux endommagés et ceux réparés.

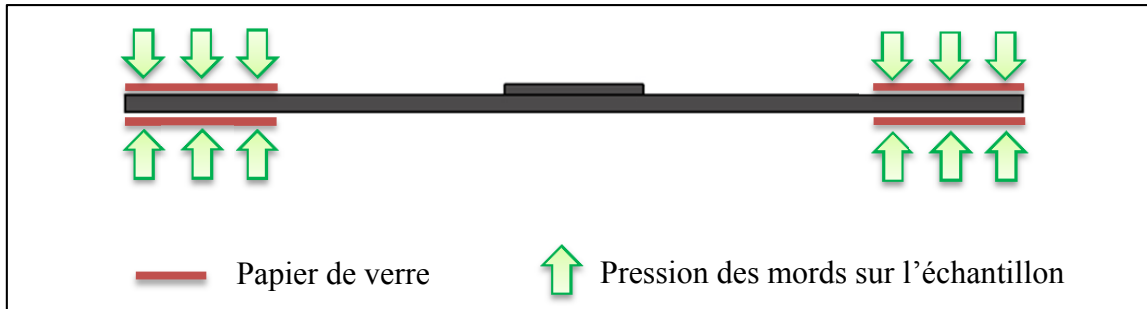


Figure 2-10 Positionnement de l'échantillon dans les mords

L'équation permettant de comparer la résistance à la rupture des différents échantillons s'écrit donc :

$$\sigma_{max} = \frac{F_{max}}{e \times l} \quad (2.1)$$

où σ_{max} est la résistance à la rupture en traction (MPa), F_{max} est la force maximale enregistrée par la machine de traction (N), e est l'épaisseur de l'échantillon en son centre (mm) et l est la largeur de l'échantillon à la moitié de sa longueur (mm).

Un glissement dans les mords fausse la mesure directe de l'allongement entre les mords par la machine. Un extensomètre est donc nécessaire pour recueillir cette valeur nous permettant de calculer la rigidité équivalente de l'échantillon dans la direction principale (Figure 2-11). L'extensomètre est centré par rapport à la réparation. L'extensomètre a un écartement minimal de 25,4 mm. Cette valeur sera l'écartement l_0 servant à mesurer la déformation longitudinale ε (Équation 2.2).

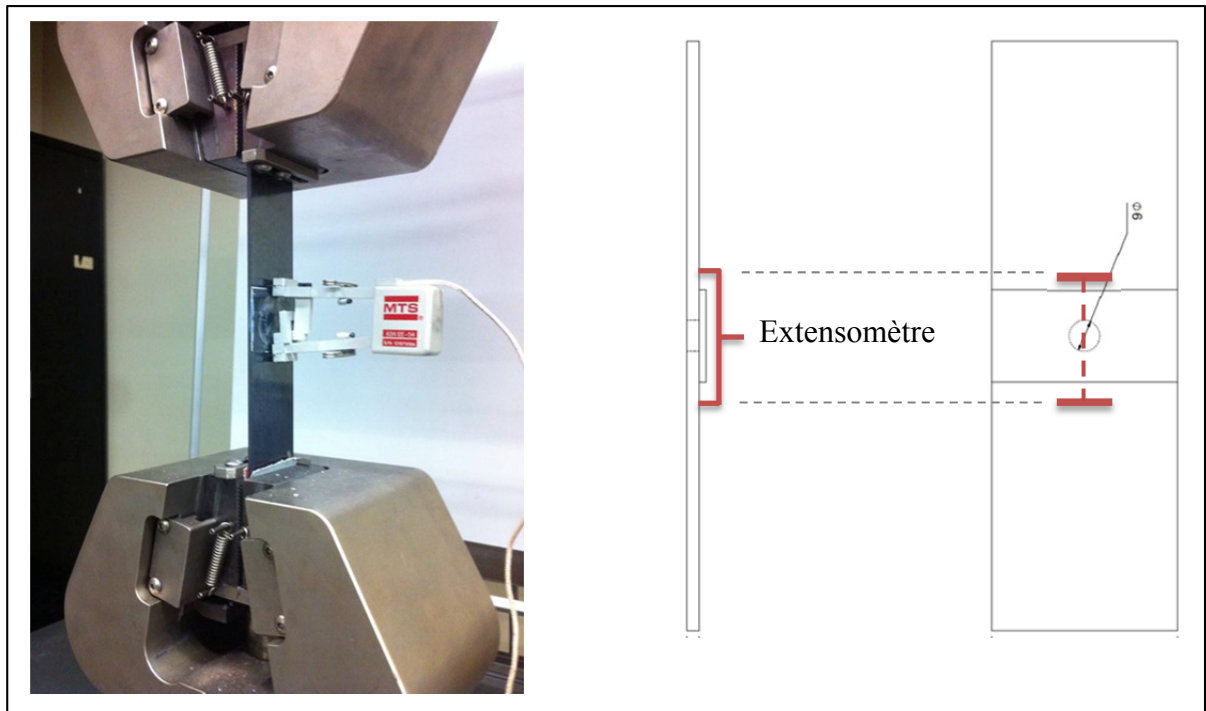


Figure 2-11 Positionnement de l'extensomètre sur l'échantillon lors des essais mécaniques

La déformation de la zone comprise entre les deux bras de l'extensomètre s'écrit :

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0} \quad (2.2)$$

où ε est la déformation, Δl est la variation de longueur mesurée par l'extensomètre et l_0 est l'écartement initial de l'extensomètre. Cette formule est valable puisque Δl est très faible.

La courbe de résistance (σ_{max}) en fonction de la déformation (ε) nous permet de calculer le module d'élasticité en tension de la partie comprise entre les extrémités de l'extensomètre en mesurant la pente de la courbe à l'origine (Figure 2-12). Le module ainsi calculé nous permet d'avoir une idée de l'effet de la réparation sur la rigidité de la portion réparée.

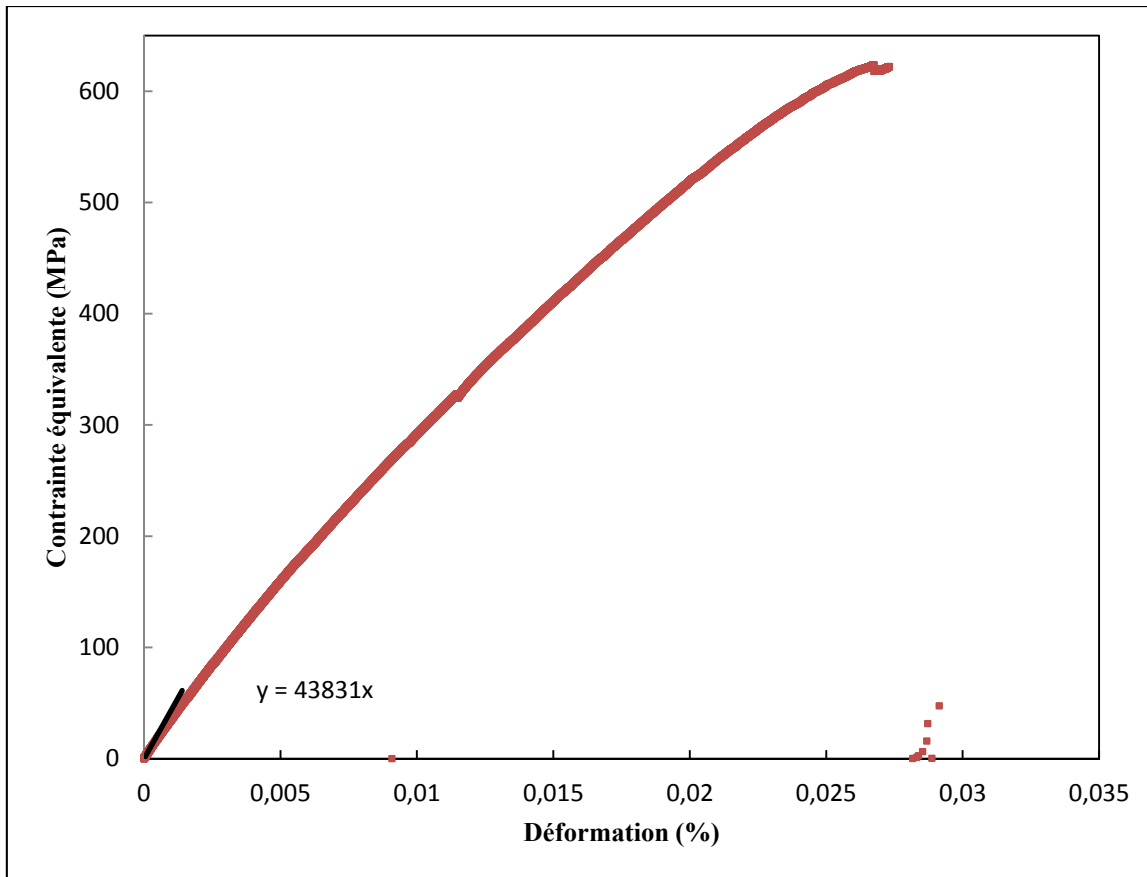


Figure 2-12 Courbe de résistance en traction en fonction de la déformation pour un échantillon sain (intact)

Suite à la rupture de l'échantillon, une vérification visuelle du mode de rupture est effectuée.

2.10 Méthodes de réparation

Afin de pouvoir quantifier le recouvrement mécanique des échantillons, il est important d'effectuer des essais sur des échantillons sains (avant perçage et sans réparation) et des essais sur des échantillons endommagés sans réparation. La résistance en traction des échantillons endommagés nous informe sur l'effet sur la tenue en traction du dommage dans le matériau. La résistance en traction des échantillons intacts donne un idéal à atteindre ou à approcher avec les réparations. De plus, cette valeur nous permet de calculer un pourcentage

de recouvrement mécanique en traction (Équation 2.3) ou un pourcentage de réparation (Équation 2.4).

$$\%Recouvrement = \frac{\sigma_{rep}}{\sigma_{intact}} \quad (2.3)$$

$$\%Réparation = \frac{\sigma_{rep} - \sigma_{endommagé}}{\sigma_{intact} - \sigma_{endommagé}} \quad (2.4)$$

Où σ_{rep} est la résistance à la rupture de l'échantillon étudié, σ_{intact} est la résistance à la rupture d'un échantillon intact et $\sigma_{endommagé}$ est la résistance à la rupture d'un échantillon endommagé.

Le Tableau 2-1 et le Tableau 2-2 répertorient les méthodes de réparations étudiées. On y fait varier l'empilement des plaques de réparation, leur longueur, le fait que la réparation soit simple ou double et le fait qu'elle comprenne un insert ou non. Les réparations simples comprennent une plaque de réparation soudée sur le dessus de l'échantillon. Les réparations doubles comprennent deux plaques de réparation identiques soudées de part et d'autre du dommage au cours de deux opérations de soudages distinctes. Ces différents essais nous permettent d'observer les réparations unidirectionnelles, pré-consolidées ou non, les réparations quasi-isotropes, les réparations doubles, l'effet de la longueur de la réparation sur le recouvrement mécanique, et l'effet de l'ajout d'un insert. Les fibres des réparations unidirectionnelles sont orientées dans le sens de la longueur de l'échantillon, soit à un angle de 0° suivant le système d'axe défini en Figure 2-2. Il est tenté d'avoir au moins 3 échantillons acceptable pas cas. Certains cas non pertinents puisque non nécessaires à l'élaboration de conclusions ne comportent pas 3 échantillons. Ils peuvent néanmoins être utiles lors de l'observation de paramètres concernant plusieurs cas.

Tableau 2-1 Réparations simples étudiées au cours de cette recherche

Séquence d'empilement de la réparation	Nombre de couches	Longueur de la réparation	Pré-consolidée	Insert	Nombre d'échantillons
Échantillon intact	-	-	-	-	6
Échantillon percé	-	-	-	-	4
Unidirectionnelle (0)i avec i le nombre de couches dans la plaque de réparation	1	18	Non	Non	2
	2	18	Non	Non	14
	3	18	Non	Non	18
	4	18	Non	Non	11
	5	18	Non	Non	2
	3	18	Oui	Non	4
	4	18	Oui	Non	5
	4	18	Oui	Oui	3
	5	18	Oui	Non	4
	5	18	Oui	Oui	2
	6	18	Oui	Non	4
	7	18	Oui	Non	4
	8	18	Oui	Non	5
Quasi-isotrope [0/90/±45] ou [0/90/±45] _s	4	18	Oui	Non	5
	4	30	Oui	Oui	3
	8	16	Oui	Non	3
	8	18	Oui	Non	5
	8	24	Oui	Non	2
	8	30	Oui	Non	3

Tableau 2-2 Réparations doubles étudiées au cours de cette recherche

Séquence d'empilement de la réparation	Nombre de couches	Longueur de la réparation	Pré-consolidée	Insert	Nombre d'échantillons
Unidirectionnelle (0)i	2	18	Non	Non	3
	4	18	Oui	Oui	2
	5	18	Oui	Non	1
	5	18	Oui	Oui	1
	8	18	Oui	Non	1
Quasi-isotrope [0/90/±45] ou [0/90/±45] _s	4	18	Oui	Oui	3
	4	30	Oui	Oui	3

CHAPITRE 3

RÉSULTATS

3.1 Essais de références : échantillons sains et échantillons endommagés

Des essais sur des échantillons sans dommage et sur des échantillons avec dommage sans réparation nous permettent respectivement de connaître les propriétés mécaniques en tension idéales à obtenir avec nos échantillons réparés et les propriétés mécaniques en tension de l'échantillon à réparer.

Un échantillon intact a une résistance à la rupture en tension $\sigma_{\text{intact}} = 608 \text{ MPa}$ et un module d'élasticité de 41,3 GPa. Un échantillon endommagé a une résistance équivalente à la rupture $\sigma_{\text{endommagé}} = 386 \text{ MPa} = 63,5\% \sigma_{\text{intact}}$ et un module d'élasticité de 34,5 GPa (module de la zone comprise entre les extrémités de l'extensomètre ayant un écartement $L_0 = 25,4 \text{ mm}$). Tel qu'attendu, le dommage réduit donc les propriétés mécaniques en tension de l'échantillon.

Les barres d'erreur qui apparaissent sur les différents graphiques exposés dans ce chapitre représentent l'écart type pour la valeur moyenne associée.

3.2 Capacité de chargement en traction des échantillons réparés

3.2.1 Réparations unidirectionnelles non pré-consolidées simples

Les réparations unidirectionnelles non pré-consolidées permettent aux échantillons de supporter 79% de la résistance à la rupture des échantillons intacts avec des réparations de 3 couches ou plus (Figure 3-1). Les échantillons les plus résistants montrent une résistance à la rupture de $520 \text{ MPa} = 85,5\% \sigma_{\text{intact}}$. Au-delà de trois couches de réparation, la résistance à la rupture en tension ne semble pas augmenter. La limite de cette méthode de réparation dans ces dimensions est atteinte. De plus, puisque les couches se consolident lors du soudage et la

chauffe se fait principalement à l'interface réparation / échantillon, les couches trop éloignées de l'interface risquent de ne pas se consolider correctement avec le reste de la réparation en raison d'une chauffe insuffisante de la matrice. On observe donc la présence d'un plateau visible dans le graphique après 3 couches.

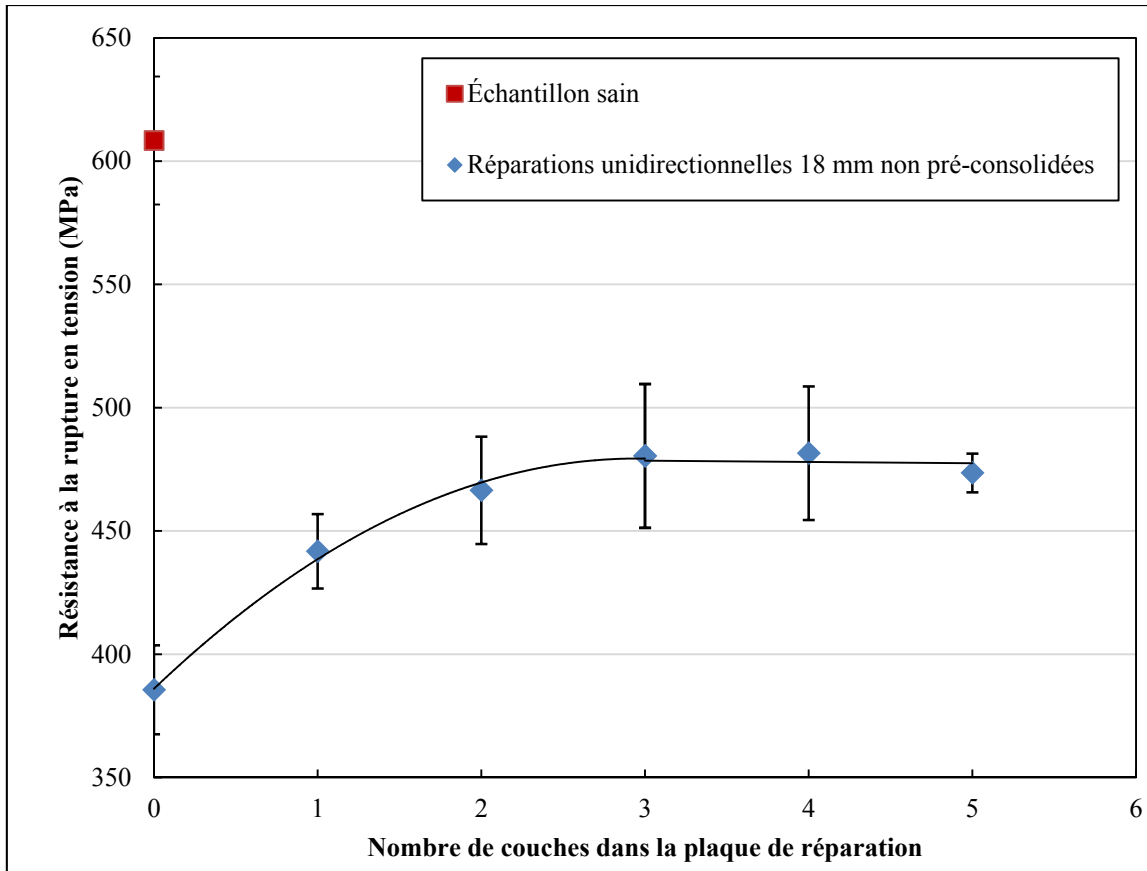


Figure 3-1 Résistance à la rupture en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation unidirectionnelles non pré-consolidées (Figure 2-2)

3.2.2 Réparations unidirectionnelles pré-consolidées simples

Les réparations unidirectionnelles pré-consolidées permettent aux échantillons de supporter 82% de la résistance à la rupture des échantillons intacts avec des réparations de 3 couches ou plus (Figure 3-2). Les échantillons les plus résistants supportent une résistance à la rupture de $530 \text{ MPa} = 87,2\% \sigma_{\text{intact}}$. Une fois de plus, il semble qu'au-delà de 3 couches de

réparation, la résistance à la rupture en tension ne semble pas augmenter, ce qui explique le plateau visible dans le graphique.

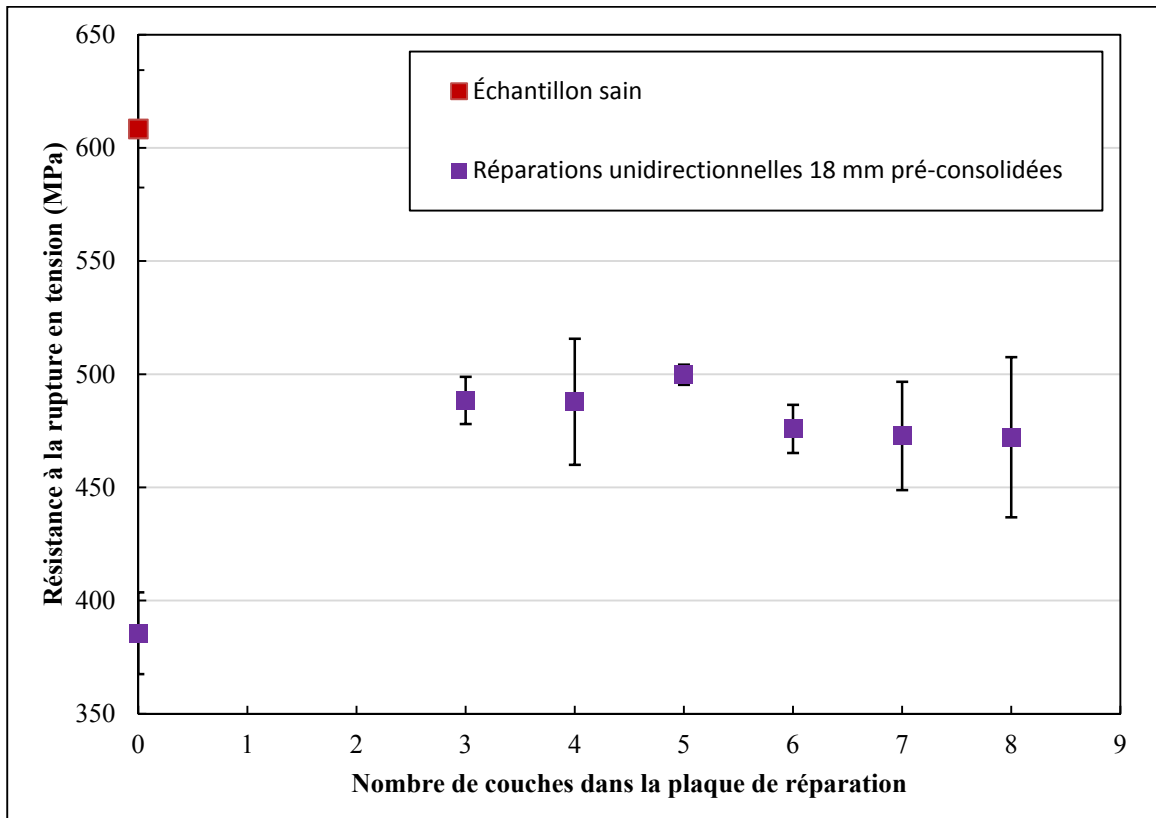


Figure 3-2 Résistance à la rupture en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation unidirectionnelles pré-consolidées

3.2.3 Réparations quasi-isotropes pré-consolidées simples

Les réparations quasi-isotropes pré-consolidées permettent aux échantillons de supporter 84% de la résistance à la rupture des échantillons intacts (Figure 3-3). Les échantillons les plus résistants montrent une résistance à la rupture de $525 \text{ MPa} = 86,3\% \sigma_{\text{intact}}$. Les empilements des plaques de réparation étudiées sont $[0/90/\pm 45]$ et $[0/90/\pm 45]_s$. Ces deux empilements permettent d'obtenir un recouvrement de la capacité de chargement équivalent pour des réparations de 18 mm de long.

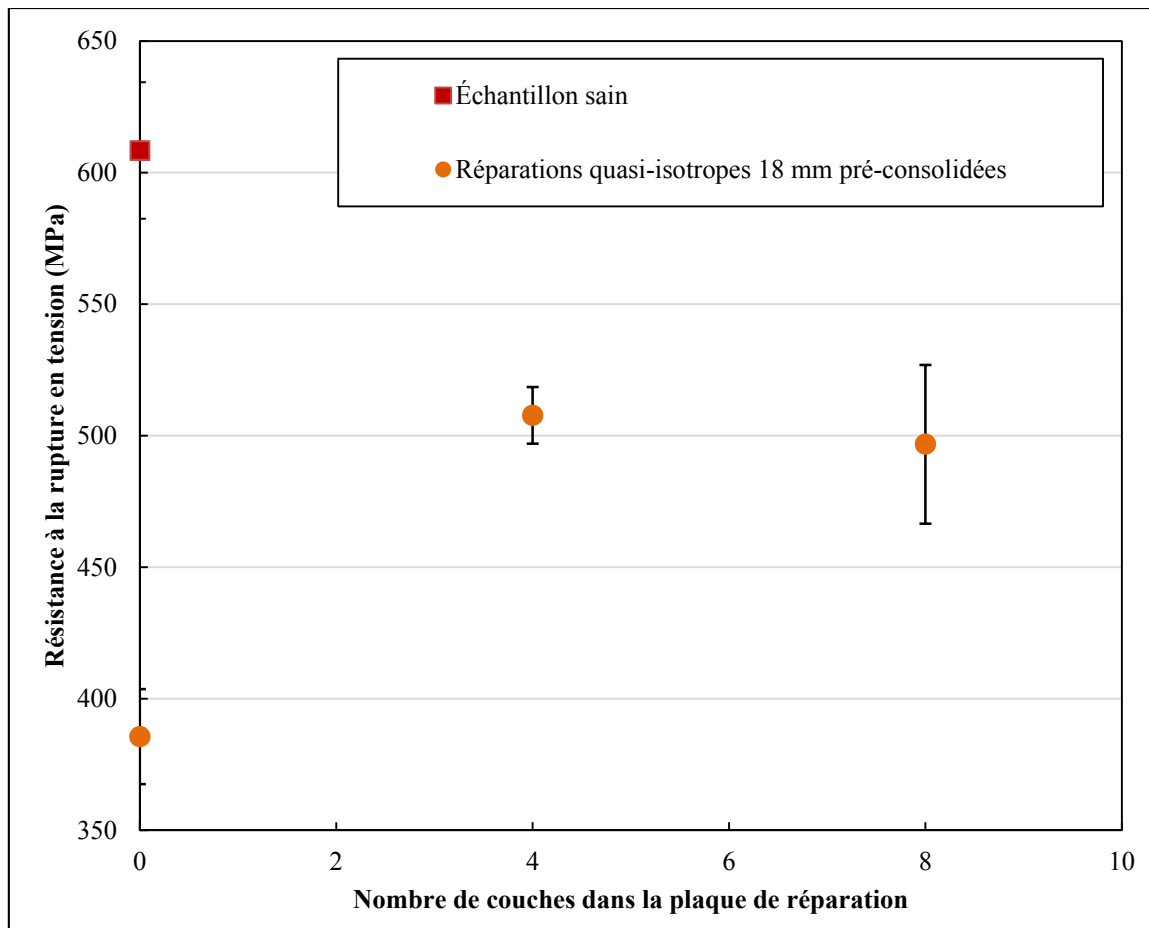


Figure 3-3 Résistance à la rupture en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation quasi-isotropes pré-consolidées

La Figure 3-4 permet de comparer les résistances à la rupture en tension des échantillons réparés avec les réparations précédentes.

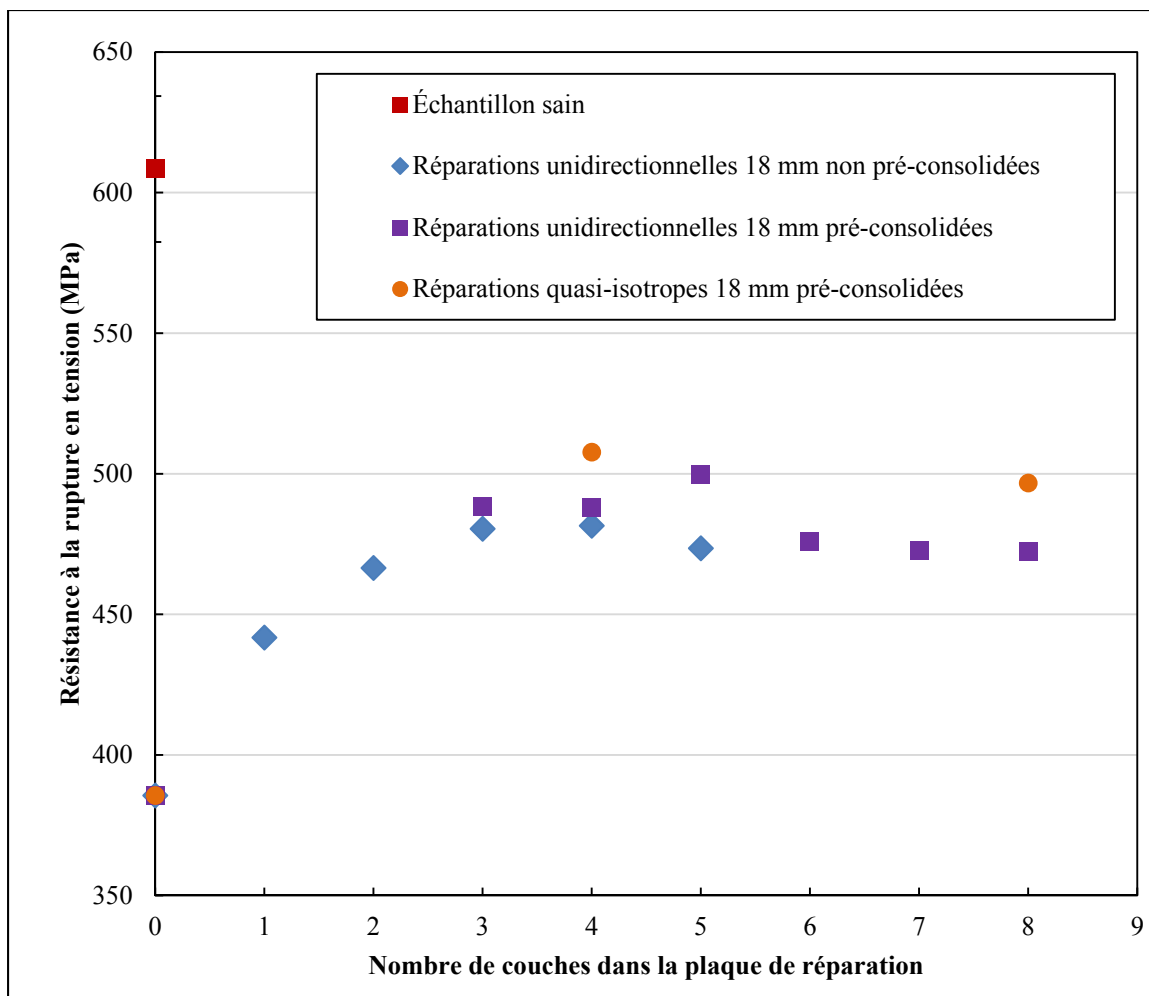


Figure 3-4 Comparaison des réparations simples de 18 mm

3.2.4 Réparations doubles

Les réparations doubles ont une reproductibilité bien moins aisée. En effet, cette méthode de réparation telle qu'elle a été réalisée, se déroule en deux soudages distincts. Une fois la première plaque soudée, l'échantillon est retourné et placé sur le support en céramique adapté aux réparations doubles (Figure 2-8). Si la différence d'épaisseur entre la céramique centrale et les céramiques latérales de ce support n'est pas égale à l'épaisseur de la première plaque soudée et du joint, l'échantillon risque de se déformer aux limites de la réparation lors du soudage de la deuxième plaque. Cette déformation de l'échantillon entraîne plus ou moins de porosité dans la zone déformée. On observe donc des résultats très variables. Cependant,

certains échantillons ont montré une très bonne résistance à la rupture, allant jusqu'à 95% de la résistance à la rupture des échantillons intacts.

3.2.5 Effet de la longueur de réparation sur les réparations quasi-isotropes pré-consolidées simples

Le concentrateur de flux magnétique faisant 30 mm de long, il est difficile de garantir une qualité de joint convenable pour des réparations ayant une longueur supérieure. Pour cela, la longueur maximale de réparation étudiée est 30 mm.

La Figure 3-5 présente les résistances à la rupture en traction maximales obtenues avec des réparations quasi-isotropes pré-consolidées de différentes longueurs, simple ou double. Les agencements de couches dans les plaques de réparation étudiés sont $[0/90/\pm 45]$ et $[0/90/\pm 45]_s$. Il apparaît que la longueur de la réparation joue un rôle dans son efficacité à réparer le matériau. Cependant, il semble que, en fonction de l'épaisseur de la plaque de réparation, l'augmentation de la longueur n'est pas nécessairement utile au recouvrement de la résistance à la rupture en traction. Autrement dit, il semble y avoir une longueur limite (d_{limite}) pour chaque type de réparation pour laquelle l'augmentation de la longueur de la plaque de réparation n'influe plus sur la charge maximale en traction soutenue par l'échantillon. En observant le mode de rupture des échantillons, on s'aperçoit que lorsque la réparation a une longueur supérieure à d_{limite} , ce n'est plus le joint entre l'échantillon et la plaque de réparation qui cède, mais les fibres de l'échantillon (Figure 3-9). La charge maximale soutenue par la plaque de réparation stagne donc à partir d'une longueur de réparation d_{limite} . Dans le cas de réparations collées sur des composites thermodurcissables, Ahn (1998) a lui aussi mis en évidence un changement de mode de rupture en fonction de la longueur de la réparation (voir 1.4). Pour les réparations $[0/90/\pm 45]$ simples, cette longueur spécifique semble déjà dépassée à 18 mm puisque l'augmentation de cette longueur à 30 mm n'améliore pas la tenue à la charge. Au contraire, pour les réparations $[0/90/\pm 45]_s$ simples et les réparations $[0/90/\pm 45]$ doubles, cette longueur spécifique ne semble pas encore atteinte à 30 mm.

Les réparations $[0/90/\pm45]_s$ simples de 30 mm de long permettent aux coupons de supporter 91% de la résistance à la rupture des échantillons intacts. Le meilleur échantillon montre une résistance à la rupture de 568 MPa = 93,4% σ_{intact} .

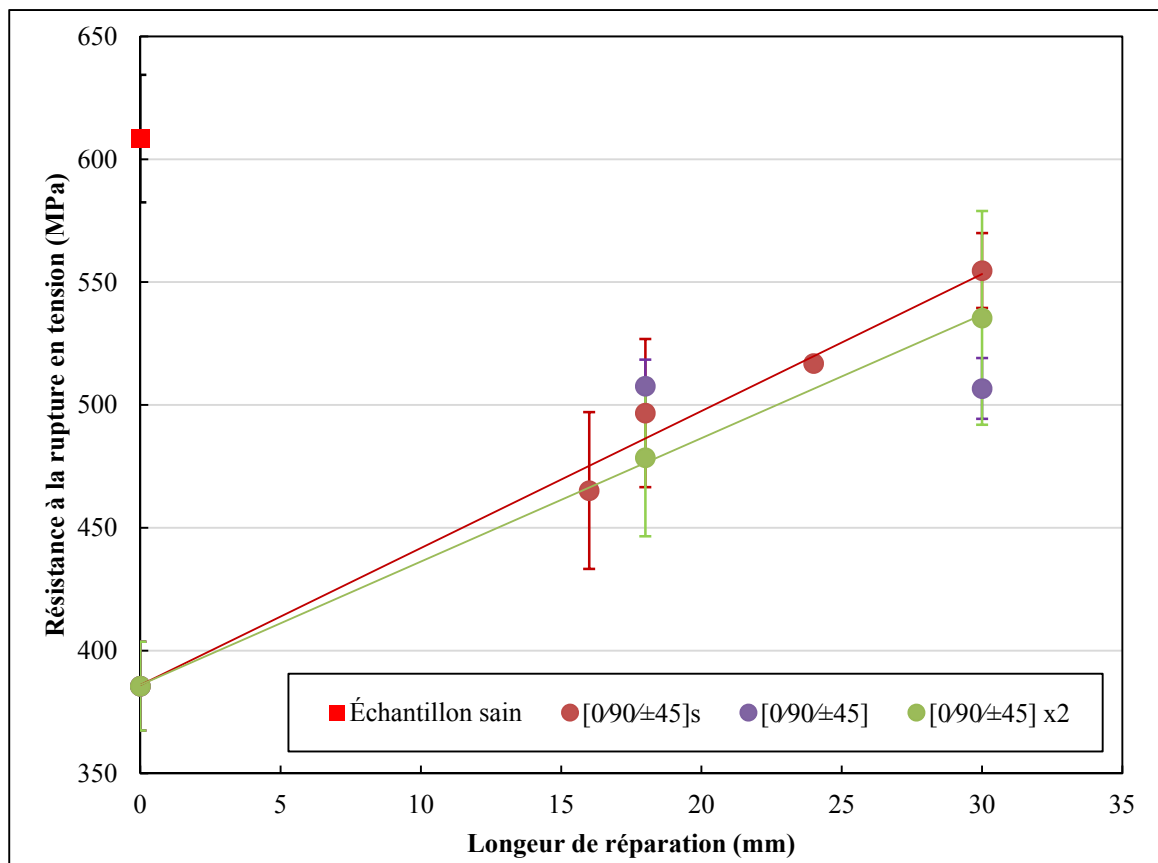


Figure 3-5 Résistance à la rupture d'échantillons réparés avec des plaques de réparation quasi-isotropes en fonction de la longueur des plaques de réparation

3.3 Effet des réparations sur le module d'élasticité

Le dommage effectué sur l'échantillon est un dommage « propre » puisqu'il est effectué à l'aide d'un foret et non créé par un impact. Le module d'élasticité de la zone endommagée est donc moins dégradé que lors d'un impact où les alentours du trou présenteraient un délaminage.

Comme il est expliqué dans le chapitre précédent, la rigidité mesurée est celle de la zone comprise entre les bras de l'extensomètre, soit une zone de 25 mm de long (avant chargement). La zone observée est donc plus longue que la réparation. Les mesures servent de comparaison mais ne permettent pas de quantifier la rigidité de la zone réparée.

Une première observation que l'on peut faire sur Figure 3-6 est que les réparations étudiées augmentent le module d'élasticité bien au-delà du module d'élasticité du matériau intact. De manière logique, plus la plaque de réparation est épaisse, plus la rigidité de la zone réparée augmente. De même, les réparations doubles augmentent la rigidité de la zone réparée.

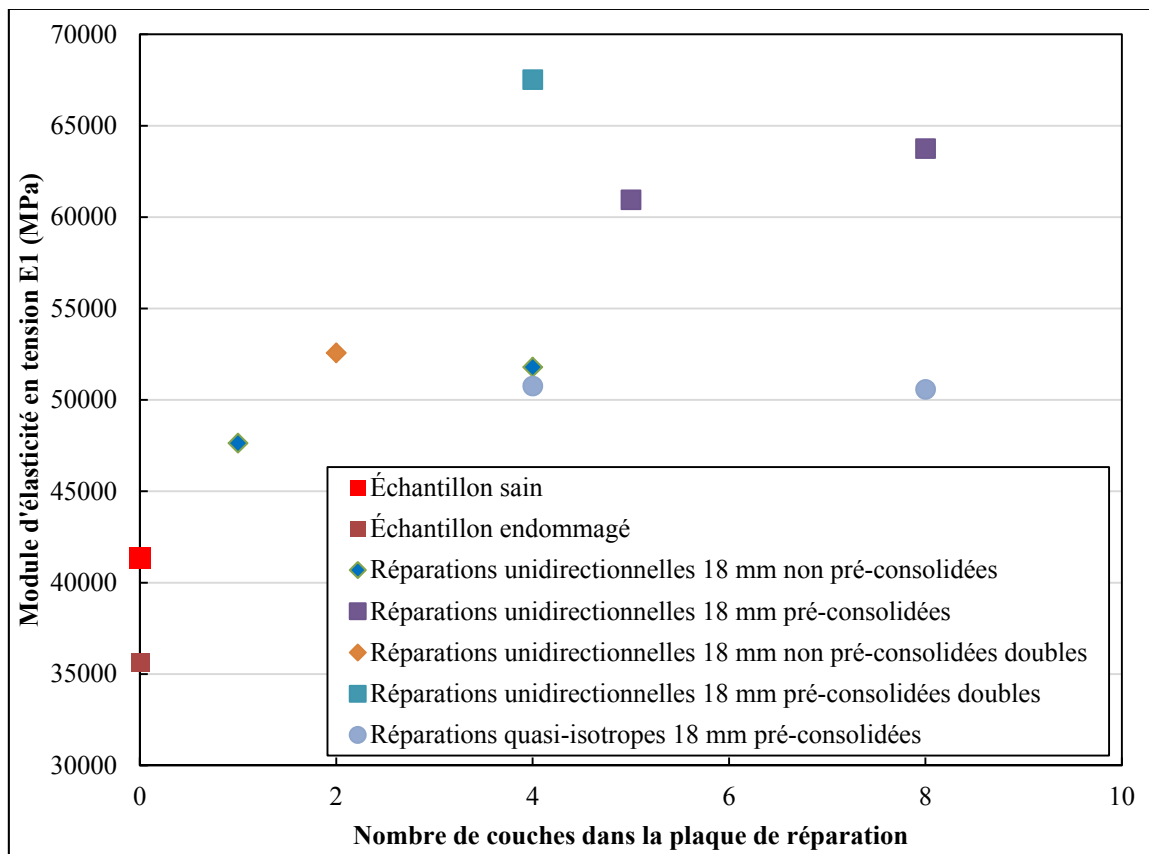


Figure 3-6 Module d'élasticité de la zone réparée en fonction du nombre de couches dans les plaques de réparation

3.4 Effets d'un insert sur l'échantillon réparé

L'ajout d'un insert permet de remplacer la matière retirée lors du perçage. L'insert ne semble que légèrement améliorer la tenue à la charge en traction. Les résultats obtenus se trouvant à l'intérieur des barres d'erreur, il n'est pas possible de confirmer cette amélioration. L'insert évite cependant la déformation de la plaque de réparation au-dessus du dommage et la déformation de l'échantillon aux alentours du dommage (Figure 3-11 et Figure 3-12). En effet, lors du soudage, la plaque de réparation est libre de se déformer au-dessus du trou et la chauffe de l'échantillon entraîne le déplacement des fibres et de la matrice vers l'intérieur du dommage. La légère augmentation de la moyenne à la tenue mécanique en traction observée avec l'ajout d'un insert doit être due au maintien de la structure des composites (échantillon et plaque de réparation) et non à un réel maintien mécanique de la part de l'insert.

Il est toutefois à noter que des études en compression ont prouvé l'utilité de l'insert pour ce genre de réparations (Soutis, Duan et Goutas, 1999). L'utilisation d'inserts dans les réparations de structures soumises à un autre chargement que la traction est donc justifiée.

3.5 Observation des ruptures

Les échantillons sains ont une section constante le long de l'échantillon. La rupture se produit entre les mords. Un échantillon dont la rupture se produit dans ou à la limite des mords est systématiquement écarté. En effet, la pression appliquée par les mords lors de l'essai entraîne des contraintes supplémentaires. Afin d'avoir les propriétés mécaniques réelles du matériau, ces ruptures aux mords ne sont pas acceptées.

Les échantillons endommagés sans réparation ou avec réparation brisent systématiquement sous la réparation et la rupture passe par le trou sur l'épaisseur du laminé (Figure 3-7).

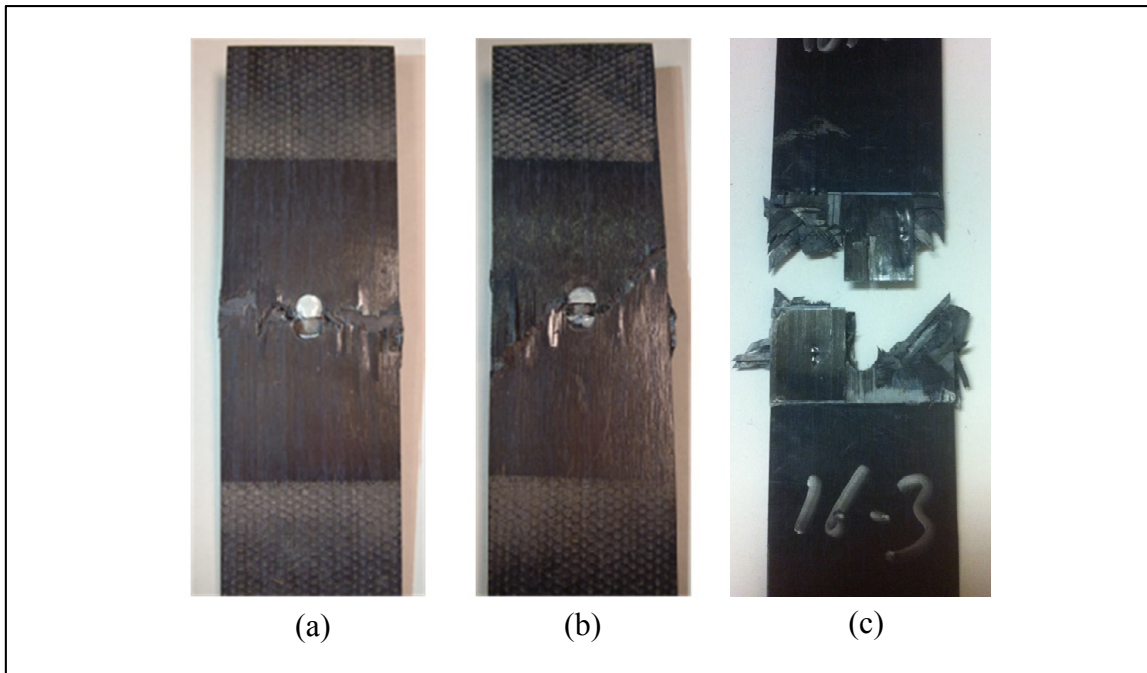


Figure 3-7 Exemples de ruptures observées sur les échantillons, (a) et (b) vues du côté sans réparation, (c) vue du côté réparé

Lors de la rupture d'un échantillon, la plaque de réparation a tendance à rester intacte et fixée à l'un des côtés de l'échantillon (Figure 3-8 c). Cependant, les plaques de réparations ne contenant qu'une ou deux couches de composite peuvent se briser dans le sens des fibres et les morceaux ainsi formés se retrouvent attachés de part et d'autre de la rupture (Figure 3-8 a et b). Les plaques plus épaisses semblent supporter la charge. Pour les réparations impliquant des plaques unidirectionnelles, le joint n'est généralement pas le point faible de l'échantillon réparé, on observe plutôt la rupture des fibres de l'échantillon sur une ou plusieurs couches à partir l'interface de soudure.

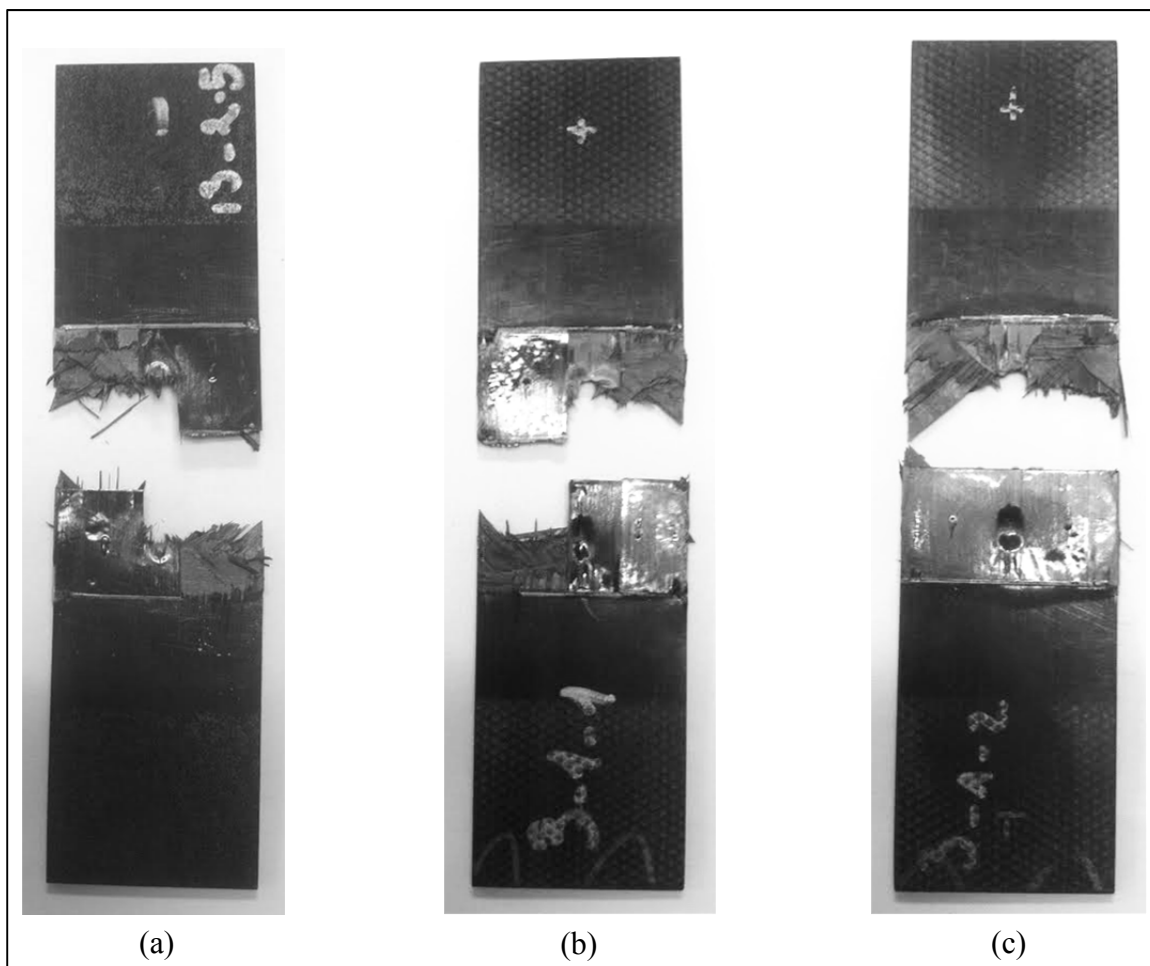


Figure 3-8 Rupture d'échantillons réparés avec une plaque unidirectionnelle non pré-consolidée, (a) une couche, (b) deux couches, (c) deux couches

En augmentant la longueur de réparation des réparations quasi-isotropes, on observe un changement du mode de rupture lors du passage de la longueur d_{limite} propre à chaque méthode de réparation. En effet, avec une longueur de réparation inférieure à d_{limite} , le joint de soudage rompt. Une fois cette longueur dépassée, le joint n'est plus le point faible de la réparation. Dans ce cas, ce sont les fibres de l'échantillon qui brisent à partir de la frontière de la réparation (Figure 3-9). Pour les réparations doubles, la rupture peut se faire du même côté de l'échantillon pour les deux plaques soudées ou sur les côtés opposés (en pointillé sur la figure). Les plaques de réparations quasi-isotropes ne brisent pas lors de la rupture de l'échantillon.

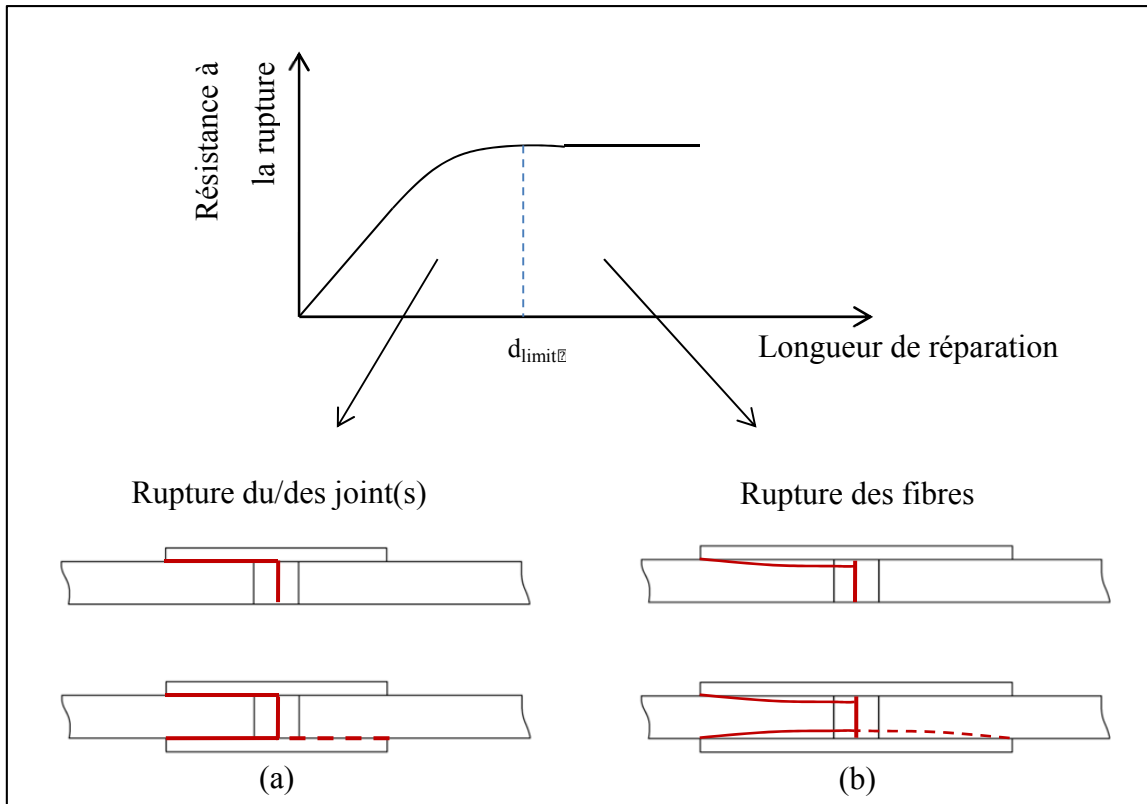


Figure 3-9 Modes de rupture en fonction de la longueur de la réparation pour des réparations simples ou doubles, (a) pour une longueur de réparation inférieure à d_{limite} , (b) pour une longueur de réparation supérieure à d_{limite}

Ce mode de ruptures impliquant la rupture des fibres indique qu'on a atteint les limites de réparation. Pour avoir de meilleurs résultats il faut alors changer de méthodes en choisissant une autre plaque de réparation ou en passant de simple à double.

Il a cependant été observé sur certains échantillons une rupture à la limite de la réparation (Figure 3-10). Ces échantillons provenaient tous de la même plaque moulée. On y observe un flambement interne des fibres visible sur la Figure 3-10 (a). Les échantillons provenant de ce stratifié ont été écartés de l'étude.

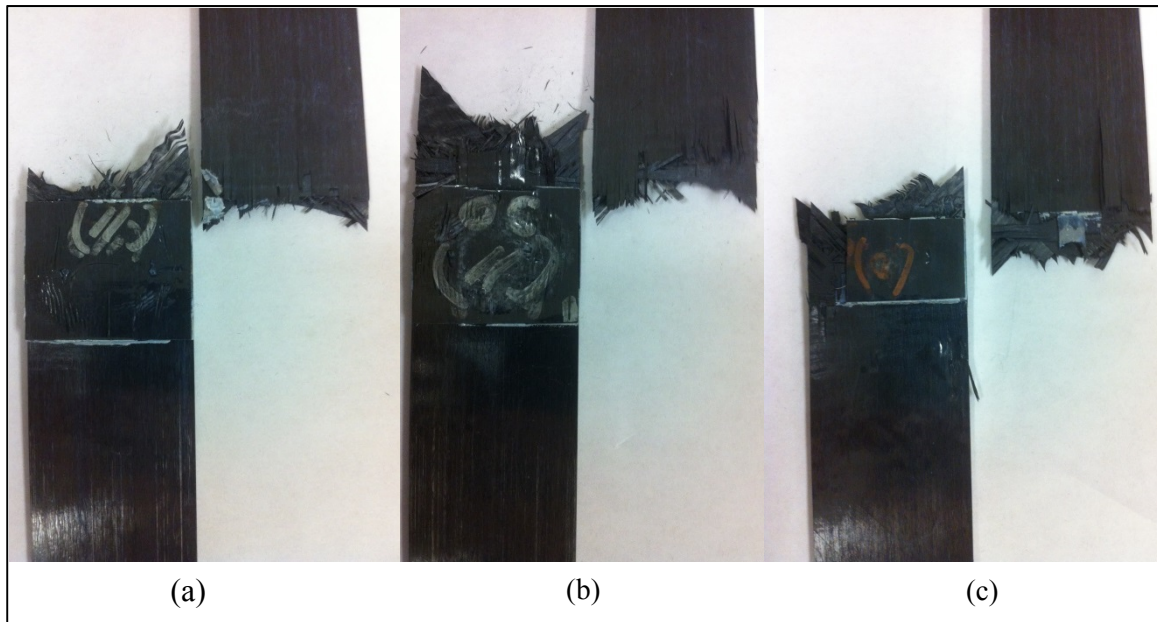


Figure 3-10 Rupture d'échantillon avec plaque défectueuse, (a) $[0/90/\pm 45]$ 30 mm pré-consolidé avec insert (simple), (b) $[0/90/\pm 45]$ 30 mm pré-consolidé x 2 avec insert (double), (c) $[0]_4$ 18 mm pré-consolidé x 2 avec insert (double)

3.6 Micrographies

Les micrographies permettent d'avoir une bonne idée de la qualité du joint entre la réparation et l'échantillon. Elles permettent de vérifier qu'il n'y a pas de porosité et que l'ajout de matrice au joint est suffisant.

Les micrographies permettent aussi de vérifier une éventuelle déformation de l'échantillon aux limites de la réparation ou dans la zone du dommage. En effet, lorsqu'il n'y a pas ajout d'un insert dans le dommage, on observe une fuite de fibre et de matrice vers l'intérieur du trou due à la chauffe de l'échantillon lors du soudage (Figure 3-11). L'insert empêche ces fuites et évite aussi à la plaque de réparation de se déformer dans le trou (Figure 3-12). Cette caractéristique peut expliquer la légère augmentation de la moyenne de la tenue au chargement en traction des échantillons lors de l'ajout d'un insert.

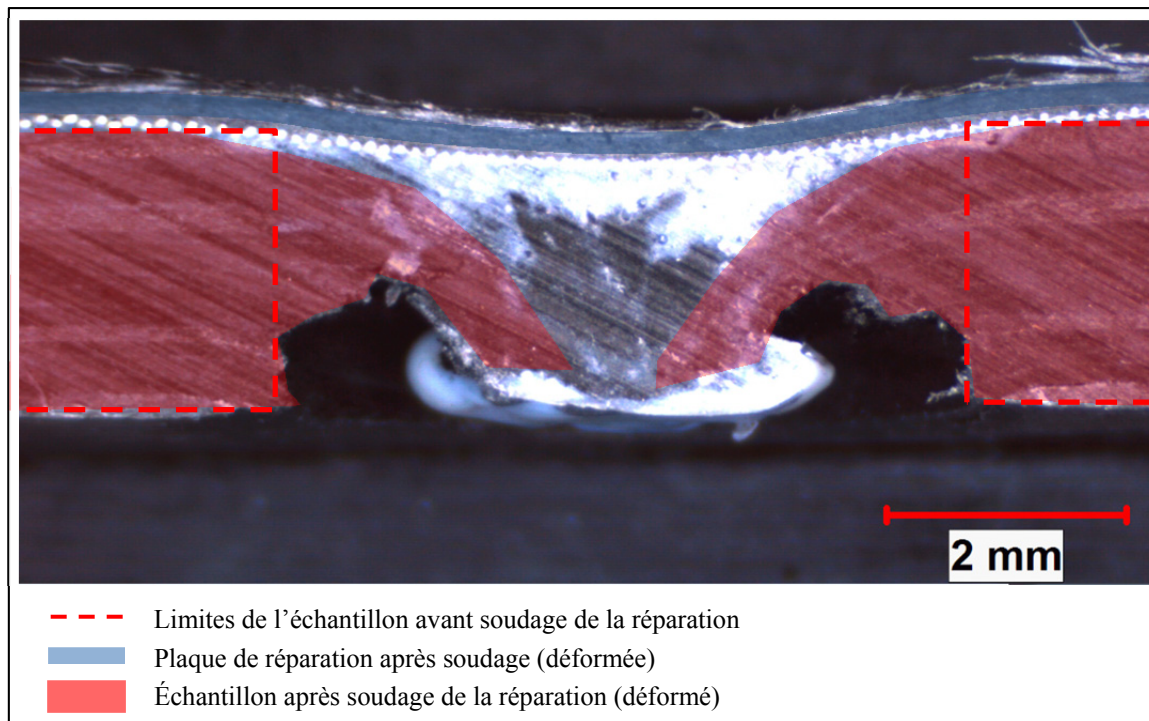


Figure 3-11 Coupe micrographique montrant la fuite des fibres et de la matrice de l'échantillon dans le dommage due à la chauffe lors du soudage d'une réparation sans insert

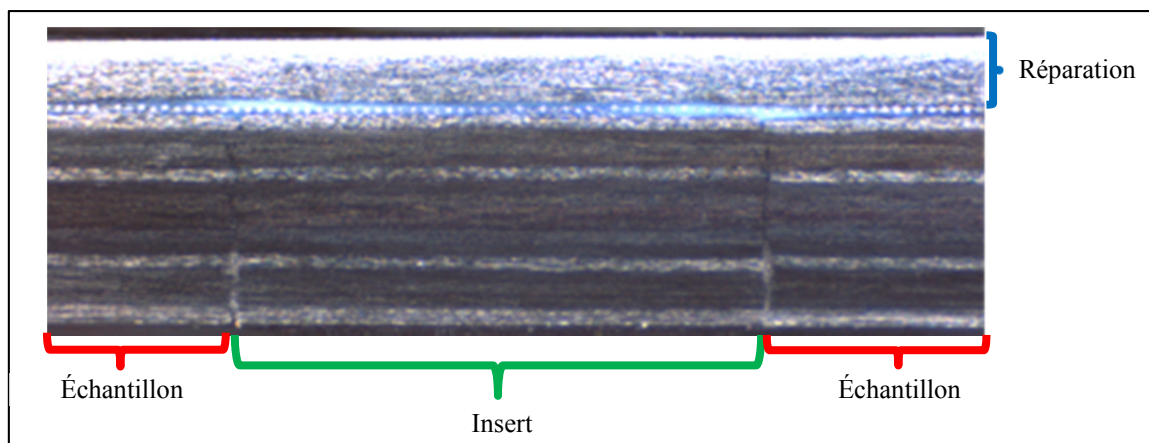


Figure 3-12 Micrographie de la zone endommagée puis réparée d'un échantillon réparé avec une seule plaque unidirectionnelle de 5 couches et un insert

Les réparations doubles impliquent deux opérations de soudage. La deuxième opération de soudage augmente le risque de fuite de fibres et de matrice dans le dommage (Figure 3-13),

ce qui encourage l'utilisation d'un insert pour ce genre de méthode de réparation. D'autre part, la deuxième opération de soudage augmente les risques de déformations aux limites de la réparation. En effet, le soudage de la première plaque de réparation impose l'utilisation d'un support pour soutenir l'échantillon lors de la deuxième opération de soudage (ANNEXE I). Si ce support n'est pas parfaitement ajusté, la deuxième opération de soudage entraîne la déformation de l'échantillon aux limites de la réparation (Figure 3-13).

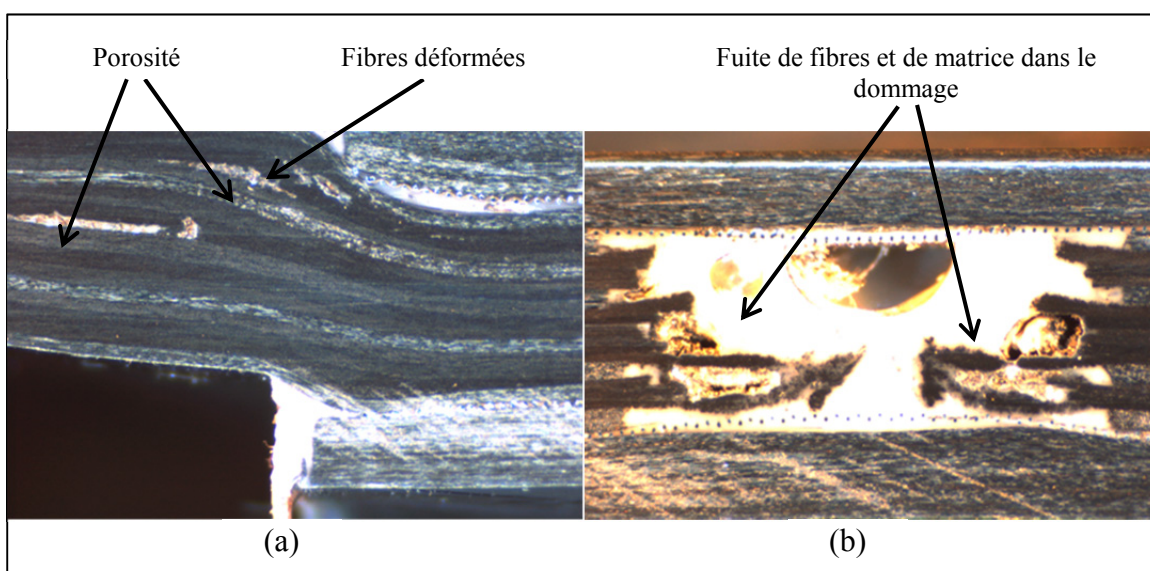


Figure 3-13 Micrographies sur des réparations doubles, (a) à la limite de la réparation, (b) au niveau du dommage

CONCLUSION

Le choix de réparation dépend de l'ampleur du dommage, du chargement et de la structure à réparer (épaisseur, composition et dimensions). Dans ce mémoire, seuls les recouvrements de la résistance à la rupture et du module d'élasticité en tension ont été étudiés. Quelle que soit la réparation utilisée, le module d'élasticité de la zone réparée est supérieur au module d'élasticité du matériau sain, puisque la quantité de matière ajoutée par la plaque de réparation est supérieure à la quantité de matière enlevée par le trou. Cependant, le dommage appliqué dans cette étude n'affecte que peu le module d'élasticité. En effet, un dommage plus réaliste, comme un dommage créé par un impact, aurait tendance à créer du délaminage et le module d'élasticité serait alors davantage affecté. Le module d'élasticité d'un échantillon réparé suite à un dommage réel devrait donc être plus proche du module d'élasticité d'un échantillon sain que ceux précédemment obtenus. Dans notre cas, voici les conclusions que nous pouvons tirer :

- L'augmentation de l'épaisseur de la réparation (nombre de couches) permet d'améliorer le recouvrement de la résistance à la rupture de l'échantillon jusqu'à une certaine limite. Une fois cette limite atteinte, la résistance à la rupture ne peut plus augmenter.
- Le fait de pré-consolider les plaques de réparation avant de les souder au matériau à réparer permet d'assurer un meilleur recouvrement de la résistance à la rupture.
- Les plaques de réparation quasi-isotropes permettent d'obtenir un bon recouvrement de la résistance à la rupture des échantillons réparés. L'avantage observé dans notre cas est que ces réparations ne rigidifient pas autant la structure que les réparations unidirectionnelles.
- L'augmentation de la longueur de la réparation permet d'augmenter le recouvrement de la résistance à la rupture de l'échantillon. Néanmoins, il existe pour chaque type de

réparation une longueur de réparation limite au-delà de laquelle le recouvrement de la résistance à la rupture de l'échantillon n'augmente plus. Cette longueur limite semble être liée à l'épaisseur de la réparation. Une réparation plus épaisse permet d'augmenter cette limite. Le changement de mode de rupture vers une rupture des fibres de l'échantillon indique que la soudure n'est plus le point faible de la réparation. La méthode de réparation a alors atteint sa limite.

- L'utilisation d'un insert pour remplacer la matière enlevée par le dommage permet de garder l'intégrité de la structure mais n'améliore que peu le recouvrement des propriétés mécaniques des échantillons. Son utilisation dans le cas d'un chargement autre que purement en tension est certainement plus efficace.

Il est important de rappeler que le caractère hétérogène des composites fait que les résultats obtenus dans cette étude ne s'appliquent pas à toutes les structures. Néanmoins face au problème d'un dommage sur une structure, il semble judicieux de suivre les étapes décrites dans la Figure 3-14 afin de développer une réparation adaptée.

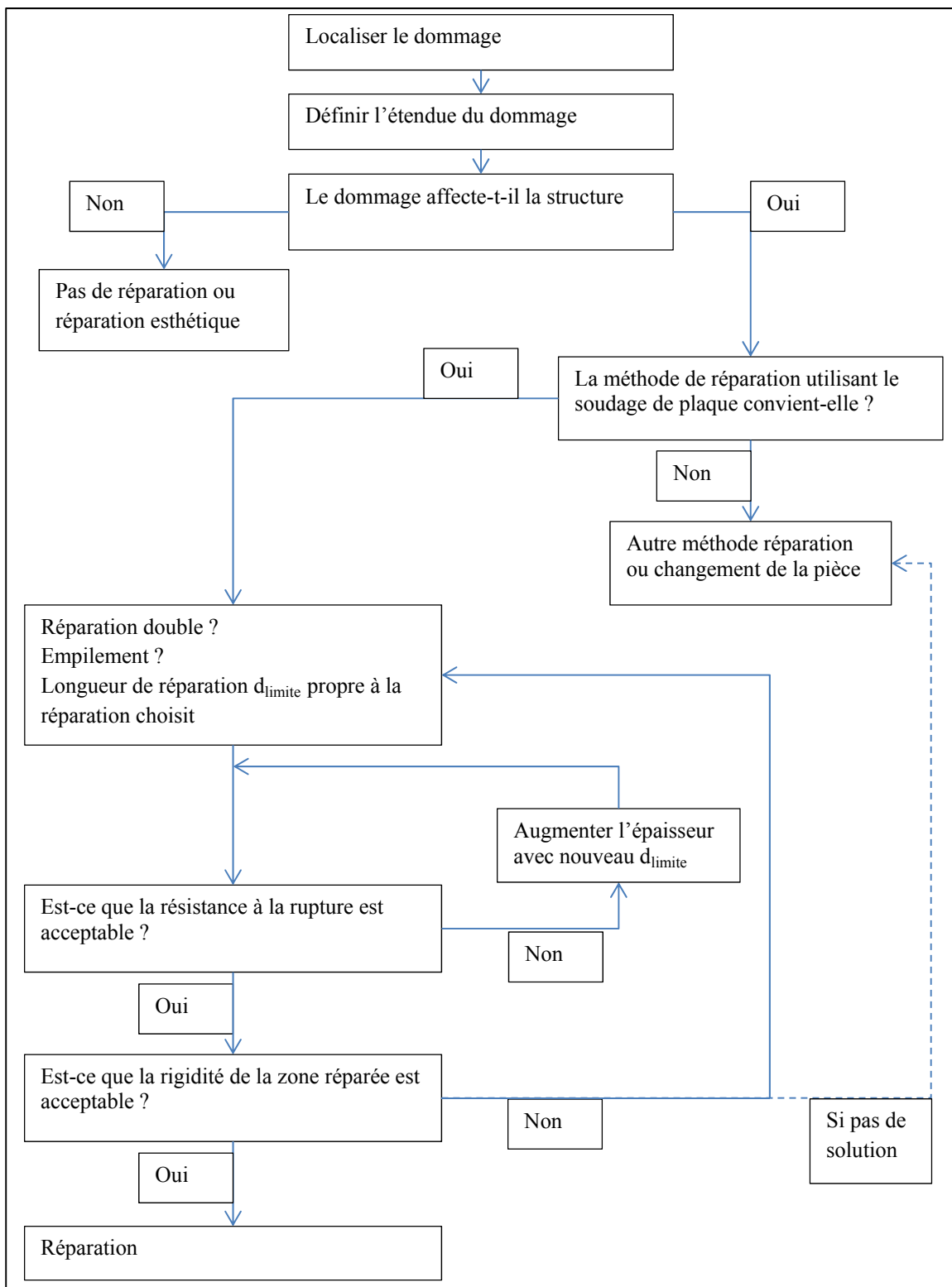


Figure 3-14 Processus de choix de réparation adapté aux réparations par plaques soudées

RECOMMANDATIONS

Ce mémoire permet une première approche expérimentale des réparations par soudage de plaques. Cependant plusieurs points seraient intéressants à développer ou entreprendre.

- Pour avoir un dommage facilement reproductible afin de pouvoir comparer les différentes réparations étudiées, le dommage appliqué dans ce travail est un perçage « propre ». Il serait intéressant d'étudier des réparations sur des dommages plus réalistes comme des impacts, ce qui donnerait des résultats différents, notamment pour les rigidités.
- Les réparations en escalier effectuées sur les thermodurcissables montrent de bons résultats. Il paraît donc intéressant de développer ce genre de réparation adaptée aux thermoplastiques (ANNEXE IV). Certains points à étudier seront l'efficacité de la chauffe, la chauffe homogène, l'effet de l'épaisseur de l'interface (élément chauffant et matrice), l'empilement de réparation, la profondeur de réparation.
- Un autre défi est de développer des méthodes permettant de réparer de plus grandes surfaces et des surfaces complexes. Pour ces applications, le soudage en continu semble prometteur. Un projet est d'ores et déjà en cours au sein de l'ETS en partenariat avec l'Agence Spatiale Canadienne (ASC) et l'université de Laval. Ce projet porte sur la réparation du bras robotique "Canadarm2" se trouvant actuellement sur la station spatiale internationale. Le défi étant de réparer de larges dommages sur une surface cylindrique en carbone/PolyEtherEtherKetone (CF/PEEK).

ANNEXE I

CRÉATION ET POSITIONNEMENT DE L'ÉCHANTILLON DANS LE MONTAGE DE SOUDAGE PAR INDUCTION

Afin de positionner correctement la réparation par rapport au trou (dommage), les deux films de PPS et l'élément chauffant sont soudés par point à l'échantillon troué à l'aide d'un fer à souder. Pour se faire, on soude d'abord un premier film de PPS (inférieur) à l'élément chauffant avec une température de soudure de 220°C. Puis, ce premier sous-ensemble est soudé à l'échantillon avec une température de soudure de 330°C. Le positionnement se fait à l'aide d'une pièce créée par prototypage rapide (imprimante 3D plastique), décrite en ANNEXE II. L'échantillon est ensuite retiré de la pièce imprimée et le deuxième film de PPS est soudé par-dessus l'élément chauffant avec une température de soudure de 240°C. Ces différentes opérations sont illustrées par la Figure-A I-1. Les températures étant choisies de manière à réduire suffisamment la viscosité du PPS pour permettre la soudure sans le dégrader pour autant.

Une étape supplémentaire peut avoir lieu si la réparation appliquée sur l'échantillon endommagé est une réparation dont les couches du composite de réparation ne sont pas pré-consolidées. En effet, afin de positionner la réparation de manière précise, celle-ci peut être soudée (par point) couche par couche au-dessus de l'élément chauffant et des films de PPS. La température de soudage utilisée pour cette étape est de 300°C. Si la réparation appliquée est pré-consolidée, cette méthode de positionnement n'est pas applicable. Il faudra positionner et maintenir la réparation lors de la mise en place de l'échantillon dans le montage de soudage par induction.

Dans le cas des réparations avec insert (plug), le trou est bouché avant de souder le premier sous élément (PPS + treillis d'acier inoxydable). Dans notre cas, l'insert est fabriqué à partir d'une plaque de CF/PPS identique à celles utilisées pour fabriquer les échantillons. L'insert est positionné afin de recréer le même agencement de fibres que l'échantillon dans lequel on le place.

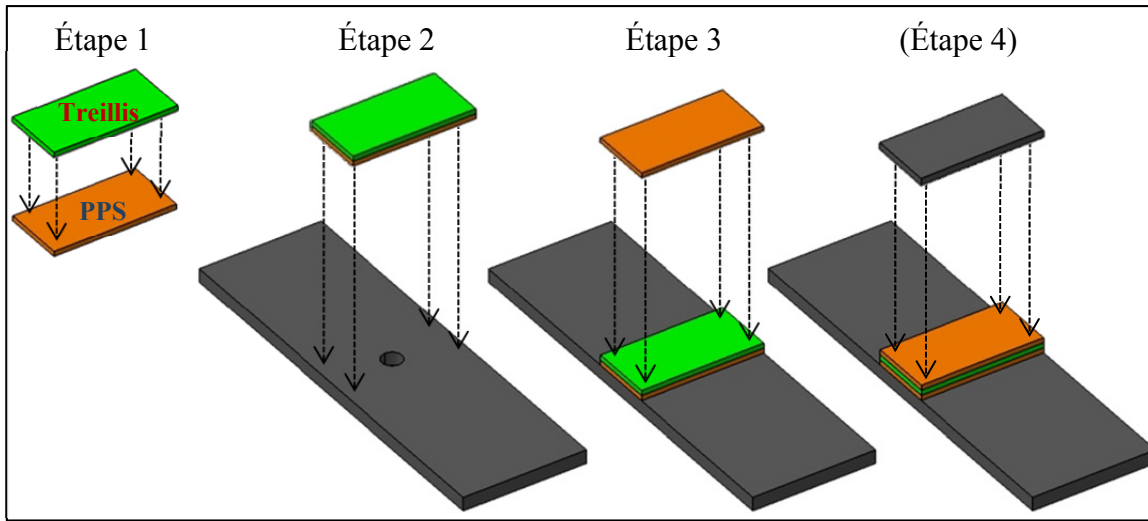


Figure-A I-1 Étapes de la préparation d'un échantillon à la soudure

Le montage de soudage par induction utilisé reprend le montage de Gouin (2015). Le positionnement de l'échantillon dans le montage de soudage par induction pour une soudure simple ou pour la première soudure d'une soudure double se fait selon les étapes suivantes :

1. Première céramique latérale (Voir Figure-A I-2)

Cette céramique est positionnée à 90° par rapport à la bobine d'induction. Elle est maintenue ainsi d'un échantillon à un autre afin de servir de positionnement pour les échantillons à réparer dans le montage. Cela est important pour la reproductibilité des soudures.

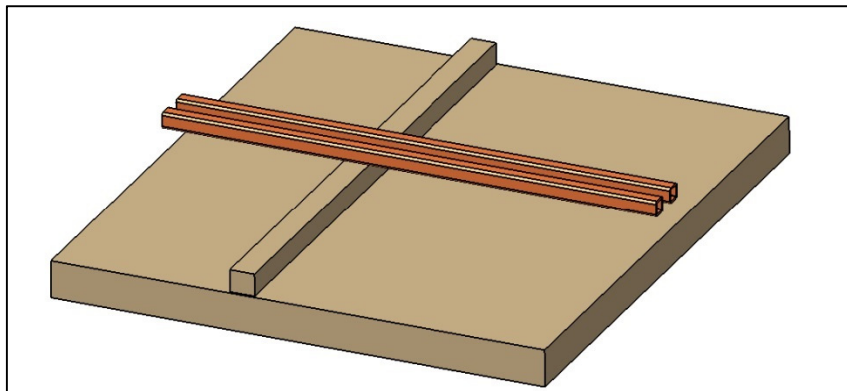


Figure-A I-2 Positionnement de la première céramique latérale

2. Échantillon préparé (Voir Figure-A I-3)

L'échantillon endommagé puis préparé au soudage de la manière décrite précédemment est placé le long de la première céramique latérale et centré grossièrement. Si la réparation appliquée est de type pré-consolidée (donc non fixée à l'échantillon préalablement), celle-ci est déposée sur le dessus de l'élément chauffant et des films de PPS.

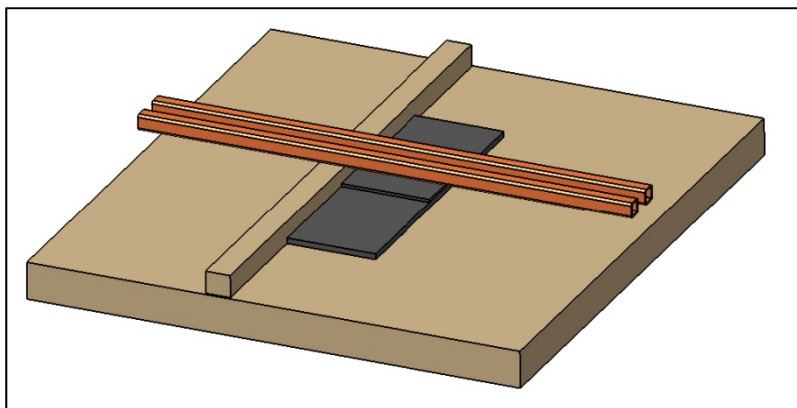


Figure-A I-3 Positionnement de l'échantillon

3. Céramique centrale (Voir Figure-A I-4)

Cette céramique se place entre la réparation et la bobine d'induction. Elle est percée en deux endroits pour permettre le passage des deux thermocouples qui enregistrent la température à la surface de la réparation lors du soudage. Les thermocouples sont disposés symétriquement par rapport à l'axe de l'échantillon (voir chapitre 2). La céramique centrale a une surface horizontale identique à la surface de la réparation. Elle permet de contrôler la distance entre la bobine d'induction et la réparation, de transmettre la pression et aide au centrage de la réparation et du spécimen.

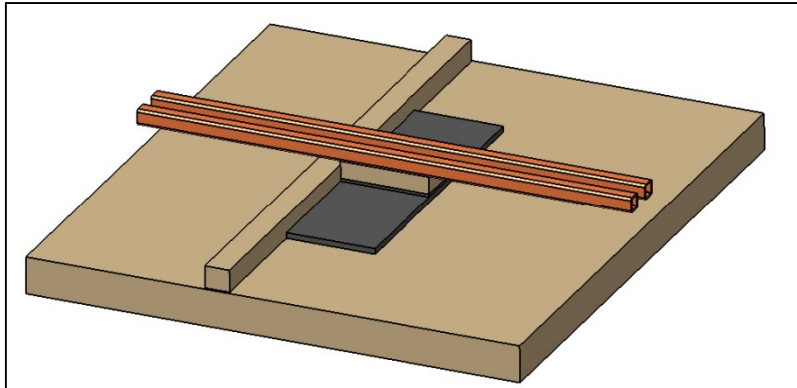


Figure-A I-4 Positionnement de la céramique centrale

4. Concentrateur de flux magnétique (Voir Figure-A I-5)

Le concentrateur de flux est centré latéralement par rapport à l'échantillon. Une pâte thermique permet un meilleur échange entre la bobine et le concentrateur de flux magnétique. Ainsi, celui-ci profite du refroidissement de la bobine (refroidit par eau). Le but de ce refroidissement est de maintenir constantes les propriétés du concentrateur de flux magnétique lors du soudage. Il est important à cette étape que la « préparation PPS et élément chauffant », la plaque de réparation et la céramique centrale soient bien en contact avec la première céramique latérale (il est possible d'utiliser la deuxième céramique latérale pour plaquer le tout sur la première) et centrés par rapport à la bobine d'induction. Une fois cette vérification effectuée, il est préférable d'appliquer la pression sur le concentrateur de flux magnétique grâce au vérin hydraulique. Ainsi, l'ensemble est maintenu en position.

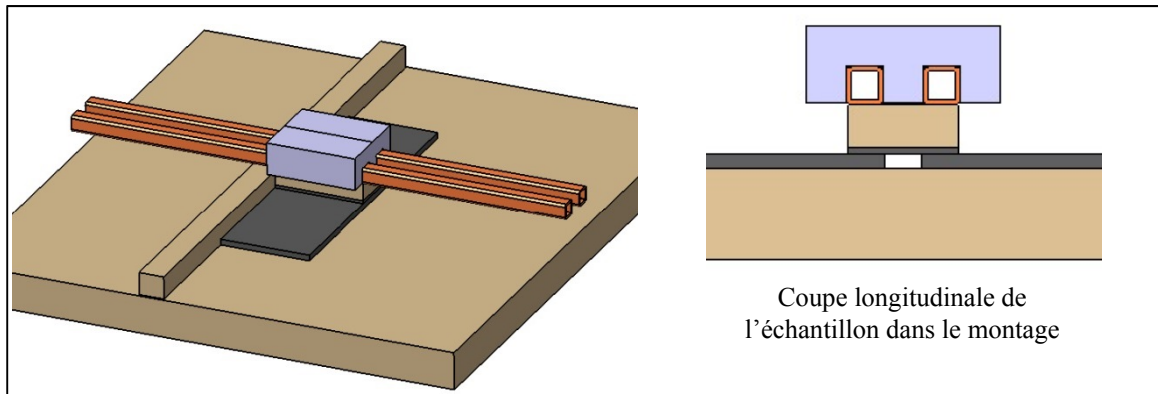


Figure-A I-5 Positionnement du concentrateur de flux

5. Céramiques de maintien de l'échantillon (Voir Figure-A I-6)

Les céramiques de maintien de l'échantillon sont placées de part et d'autre de la réparation, au-dessus de l'échantillon. Des serres permettent d'appliquer une pression sur l'échantillon et un bon contact thermique entre celui-ci et les céramiques de maintien. Cela dans le but de réduire la déformation de l'échantillon lors du soudage. En effet, en l'absence de ces céramiques, on observe un bossage de l'échantillon aux limites de la réparation.

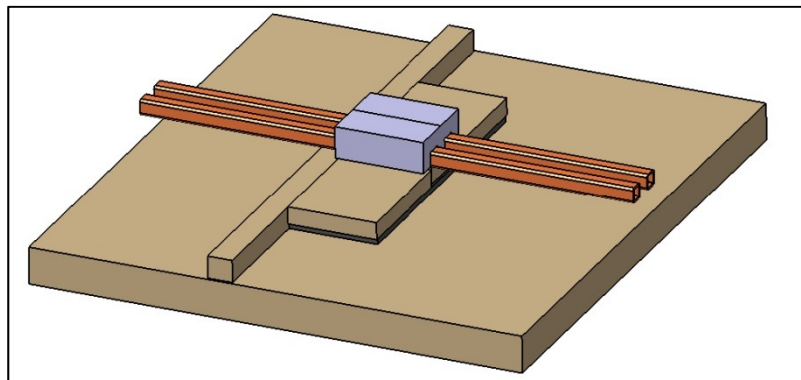


Figure-A I-6 Positionnement des céramiques de maintien

6. Deuxième céramique latérale (Voir Figure-A I-7)

En plus d'être utiles pour leur conductivité thermique, les céramiques permettent d'éviter des fuites de matrices et de fibres lors du soudage, évitant ainsi des déformations indésirables

pouvant détériorer les propriétés de l'échantillon. Cette céramique bloque donc la dernière surface de la réparation. Elle est maintenue grâce à une serre à chacune de ses extrémités.

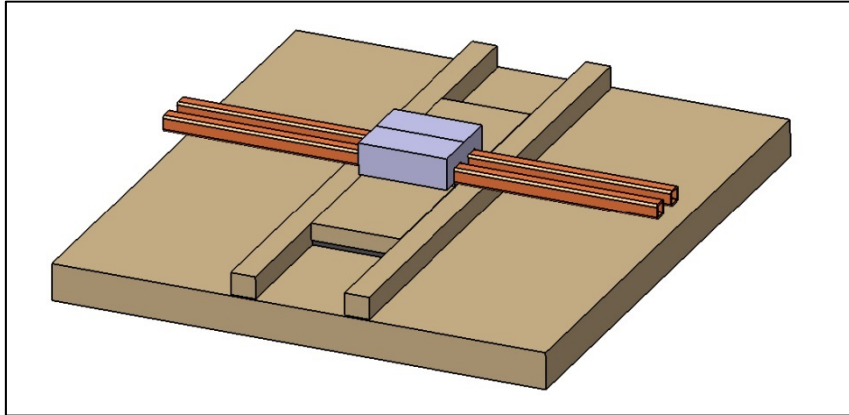


Figure-A I-7 Positionnement de la deuxième céramique latérale

7. Réparations doubles

Pour souder une deuxième réparation (réparation double), un support en céramique est nécessaire afin d'éviter la déformation de l'échantillon lors de la deuxième soudure (Figure-A I-8). En effet, la première réparation crée un relief à la surface de l'échantillon qui, une fois retourné afin d'effectuer la deuxième réparation, ne sera plus à plat mais en appui sur cette première réparation. Cela revient à ajouter une étape « mise en place du support pour deuxième soudure » dans le positionnement de l'échantillon expliqué précédemment, entre l'étape 1 et 2 (Figure-A I-9).

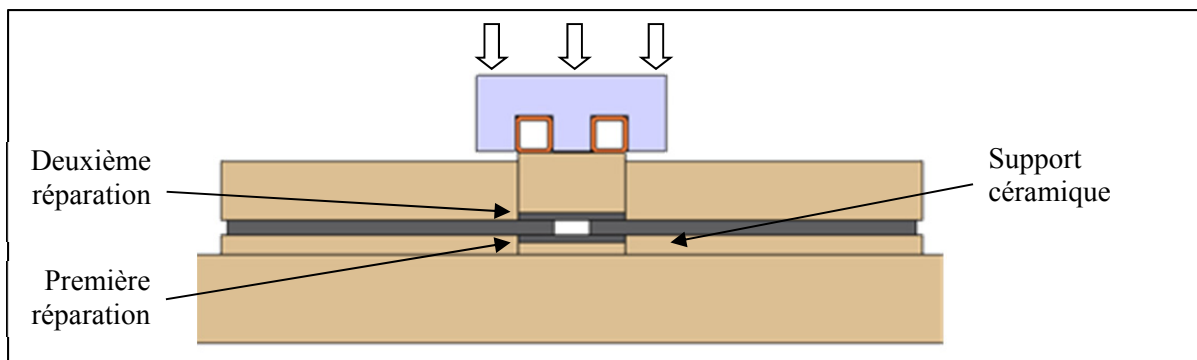


Figure-A I-8 Schéma du montage pour le soudage d'une seconde réparation
(coupe longitudinale de l'échantillon)

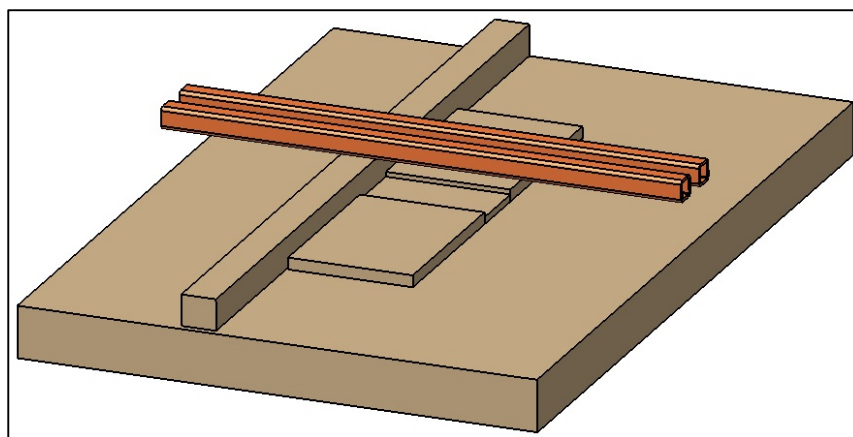


Figure-A I-9 Positionnement du support pour deuxième soudure

ANNEXE II

OUTIL DE CENTRAGE DES RÉPARATIONS

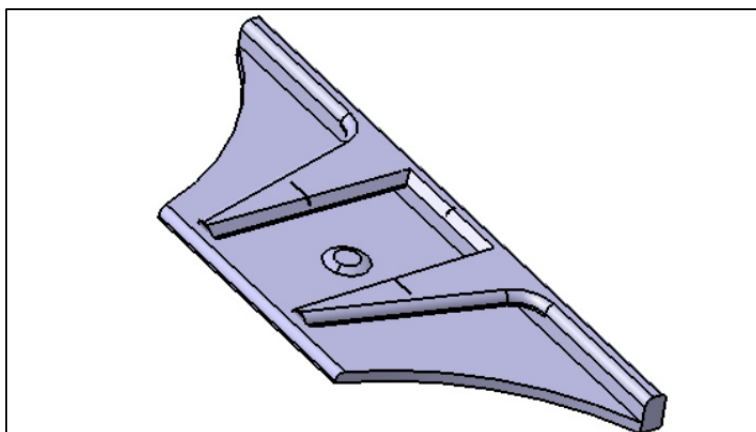


Figure-A II-1 Model 3D de l'outil de centrage

L'outil de centrage des réparations est fabriqué à l'aide d'une imprimante 3D (Figure-A II-1). Il permet de positionner le film de PPS et le treillis d'acier inoxydable par rapport au trou de l'échantillon (Figure-A II-2).

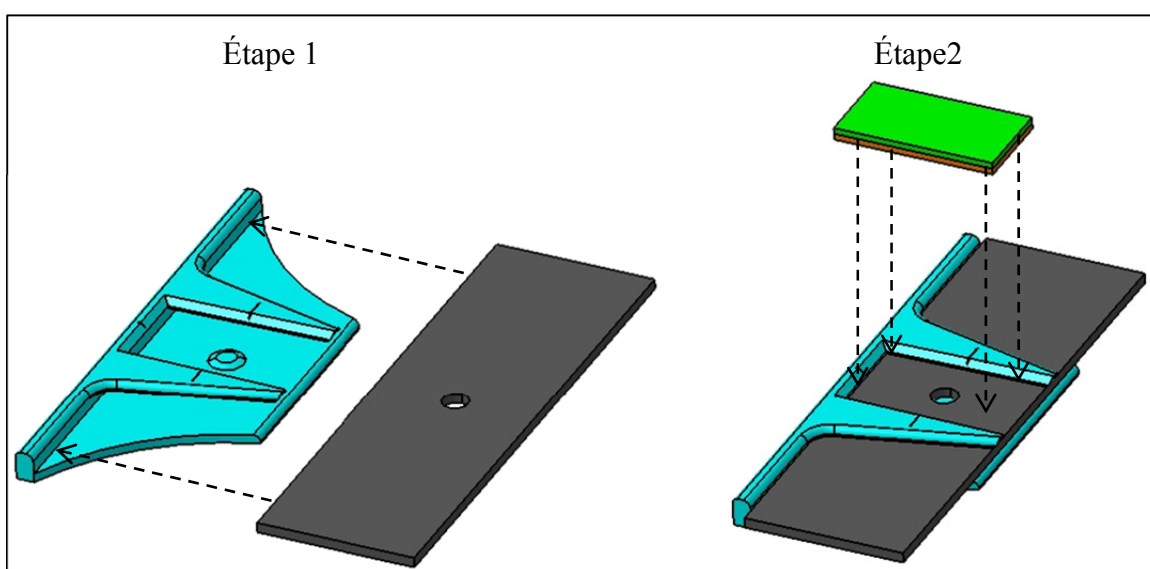
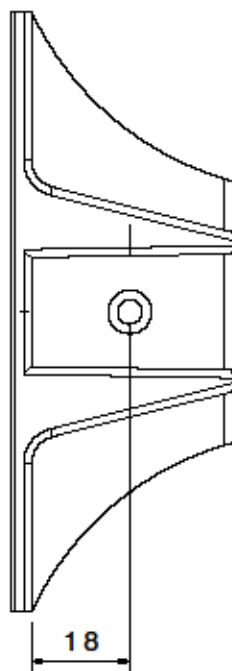
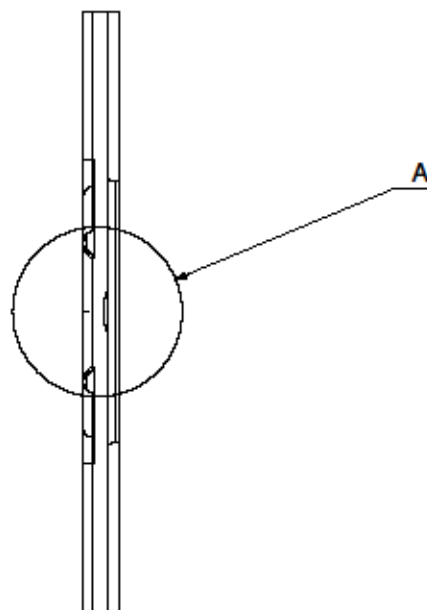


Figure-A II-2 Utilisation de l'outil de centrage



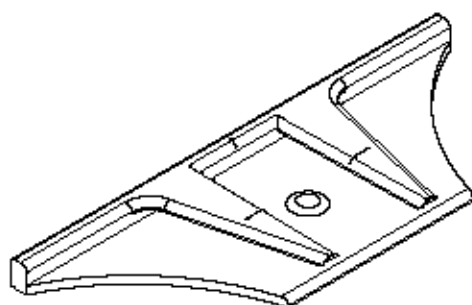
Vue de face
Echelle : 1:1



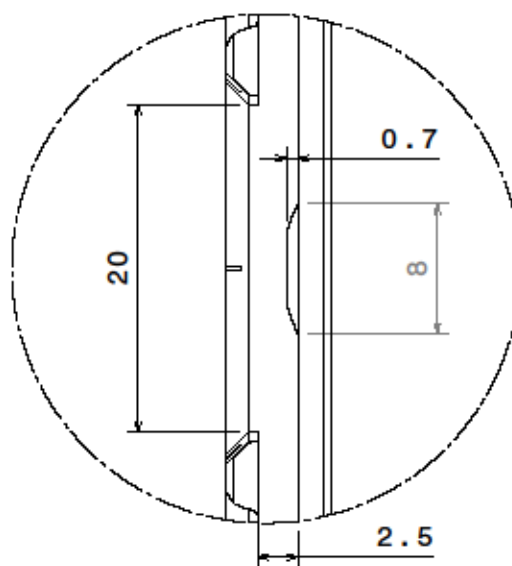
Vue de droite
Echelle : 1:1



Vue de dessous
Echelle : 1:1



Vue isométrique
Echelle : 1:1



Détail A
Echelle : 3:1

ANNEXE III

DÉCOUPE ET CARTOGRAPHIES DES PLAQUES

Une fois moulées et découpées en lamelles, les plaques sont cartographiées selon leur épaisseur et thermiquement afin de vérifier leur homogénéité et la reproductibilité des expériences.

Découpe des lamelles

La découpe des échantillons dans la plaque se fait comme expliqué dans la Figure-A III-1.

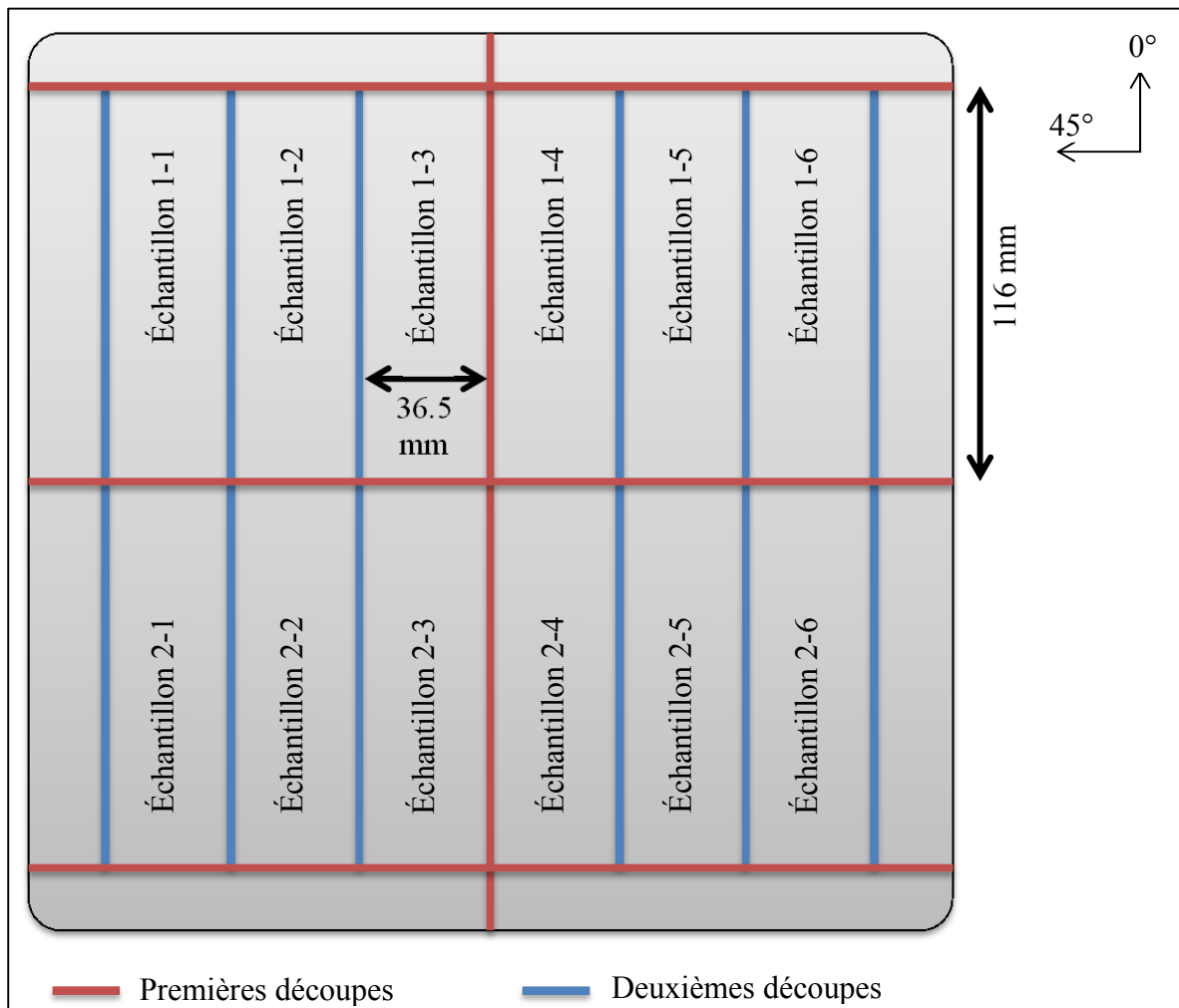


Figure-A III-1 Découpe des échantillons dans la plaque

Cartographie des épaisseurs

Une fois découpées et sablées aux bonnes dimensions, on effectue une cartographie des épaisseurs de la plaque. La méthode de mesure ici est de mesurer l'épaisseur au centre de l'échantillon et à chaque bout, 15 mm avant l'extrémité. Ces mesures permettent de vérifier que les plaques sont utilisables. L'épaisseur au centre est celle qui nous intéresse le plus (en caractère gras sur la Figure-A III-2).

2,13	2,21	2,27	2,27	2,25	2,19
2,21	2,28	2,31	2,31	2,30	2,25
2,21	2,254	2,28	2,29	2,28	2,25
2,19	2,25	2,27	2,28	2,28	2,24
2,16	2,23	2,25	2,25	2,25	2,21
2,08	2,13	2,17	2,18	2,16	2,11

Figure-A III-2 Exemple de cartographie d'une plaque selon son épaisseur (épaisseurs en mm)

Cartographie thermique

Les réparations étudiées utilisent le soudage par induction sur des composites à fibres de carbone. Il est donc important de vérifier la continuité thermique d'une plaque afin de prédire d'éventuelles variations lors du soudage des réparations. Le plus intéressant pour nous est de vérifier la continuité au centre de l'échantillon.

Pour se faire, chaque échantillon découpé dans la plaque est placé sous l'inducteur (comme l'étape 2 du positionnement de l'échantillon dans la machine d'induction en ANNEXE I), à une distance de 8 mm par rapport au bas de l'inducteur. Un thermocouple est précédemment positionné au centre de l'échantillon et maintenu avec un marceau de polyimide (kapton) adhésif. Une consigne de 399 A avec un temps de 6 s est entrée dans le générateur de puissance pour chaque échantillon. Une cartographie des températures maximales enregistrées par le thermocouple est effectuée (exemple en Figure-A III-3).

53,9	58,6	58,6	54,5	56,3	57
55,3	57,9	62	60,9	62,5	62

Figure-A III-3 Exemple de cartographie d'une plaque selon sa réaction thermique (températures en °C)

ANNEXE IV

RÉPARATIONS EN ESCALIER

Les réparations en escalier s'inspirent des réparations du même nom effectuées sur les composites therm durcissables (voir 1.2.1.2). Le composite à réparer est usiné en forme d'escalier (Figure-A IV-1 et Figure-A IV-2). Ensuite, des couches de réparations sont soudées à la place des couches retirées lors de l'usinage. Le composite de réparation est constitué de couches unidirectionnelles du même matériau que l'échantillon à réparer, empilées avec le même agencement que les couches retirées. Le soudage utilisé est le soudage par induction avec élément chauffant et ajout de matrice à l'interface entre l'échantillon et les couches de réparation (Figure-A IV-3 et Figure-A IV-4). Pour mieux comprendre les dimensions choisies, il est bon de savoir que l'épaisseur d'une couche de composite est 0,14 mm et que l'épaisseur de l'interface composée du mélange treillis d'acier inoxydable / matrice ajoutée est 0,1 mm (après soudage).

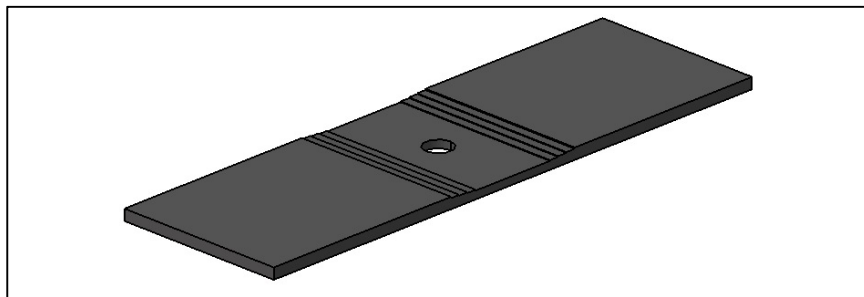


Figure-A IV-1 Échantillon usiné en escalier avant réparation

Comme pour les autres réparations étudiées dans ce mémoire, ces réparations peuvent être sur un côté ou sur les deux côtés.

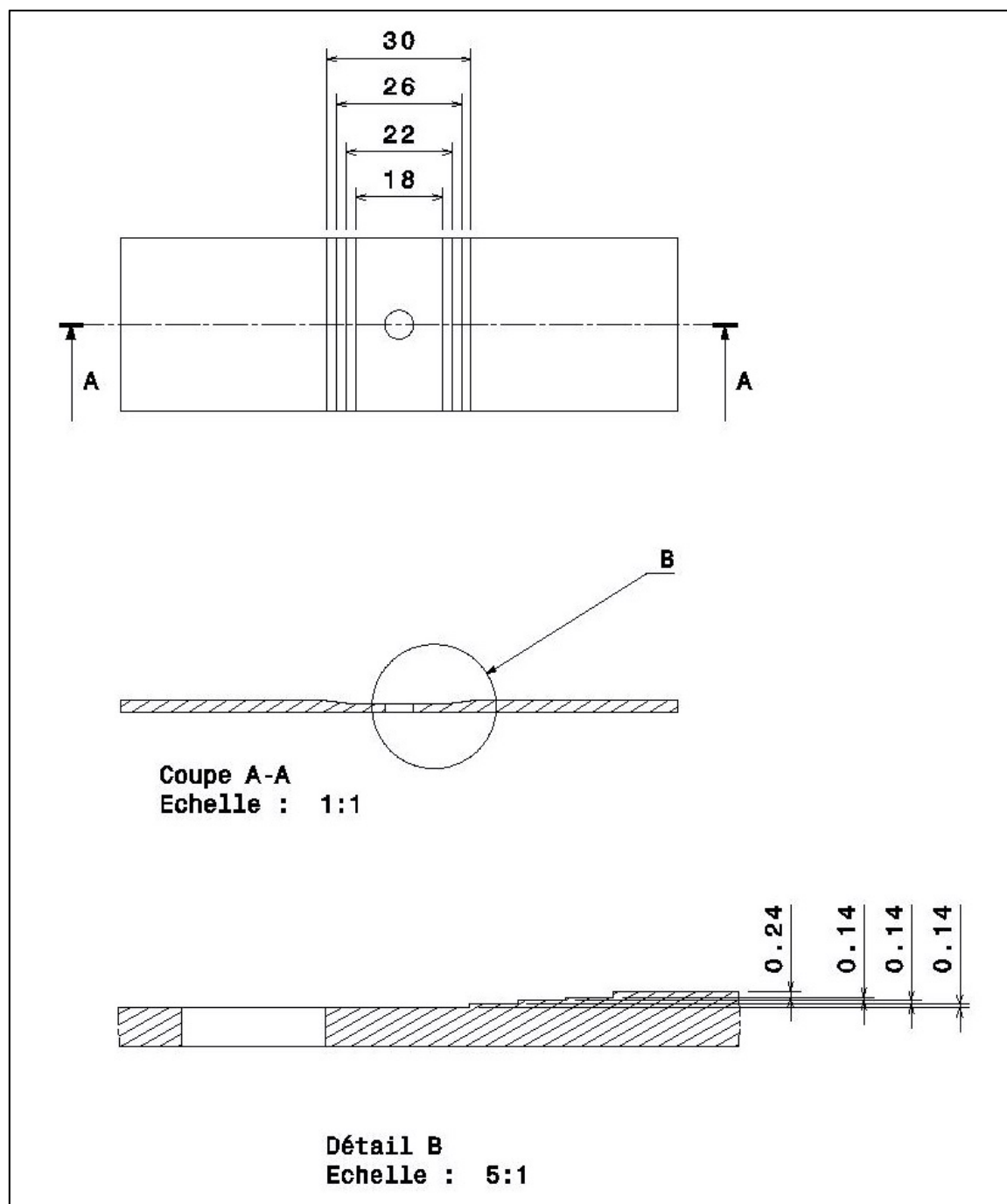


Figure-A IV-2 Usinage des échantillons pour les réparations en escalier

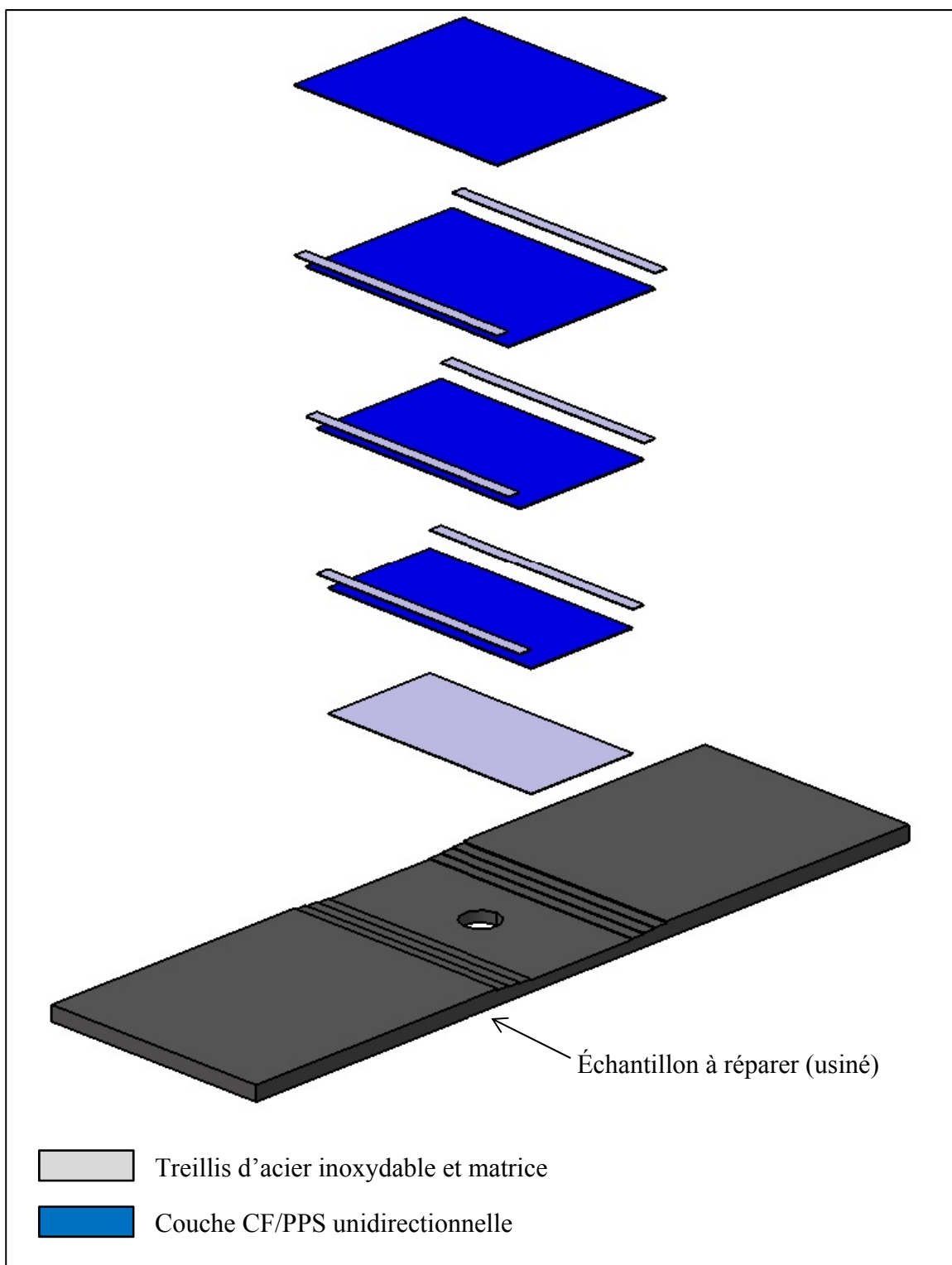


Figure-A IV-3 Empilement des couches de réparation et des treillis d'acier inoxydable utilisés pour les réparations en escalier

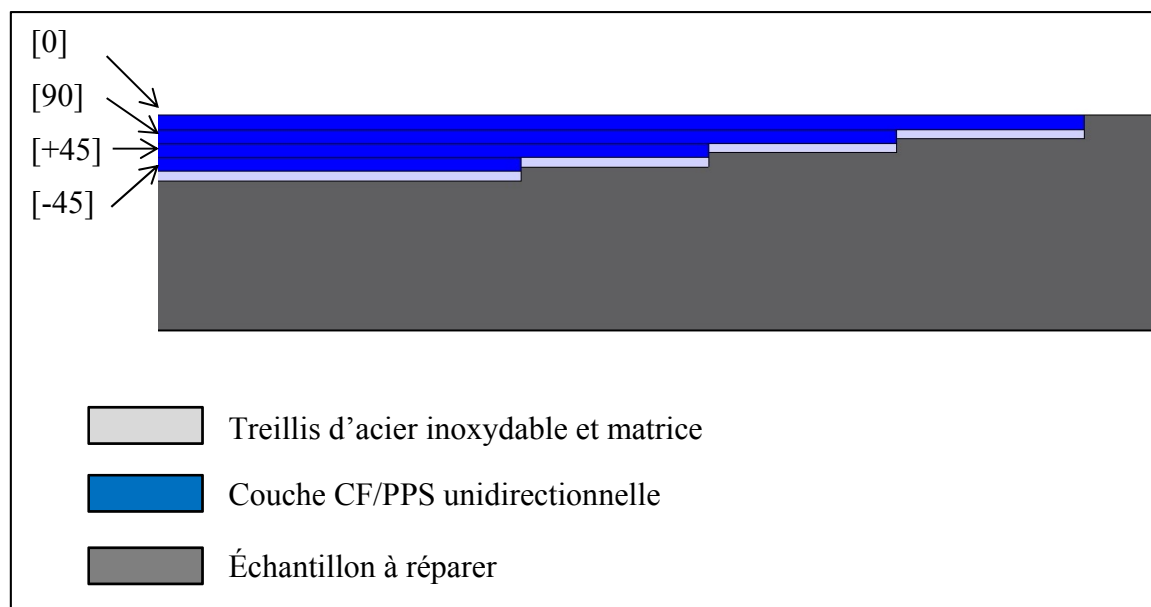


Figure-A IV-4 Positionnement des couches de réparation et des treillis d'acier inoxydable dans l'échantillon à réparer (en escalier)

ANNEXE V

TEMPÉRATURES DE SOUDAGE

La température atteinte lors du soudage est un paramètre très important. Lors de cette étude, la température à l'interface lors du soudage n'est pas mesurée afin de ne pas y placer de thermocouples ce qui fragiliserait la structure de réparation. Seule la température au-dessus de la réparation est mesurée en temps réel (vu dans le paragraphe 2.7). Il a donc été utile dans un premier temps de sacrifier des échantillons en plaçant des thermocouples à la fois à l'interface et au-dessus de la plaque de réparation afin de pouvoir prédire la température à l'interface en fonction de la température au-dessus de la réparation pour les prochains échantillons (Figure-A V-1).

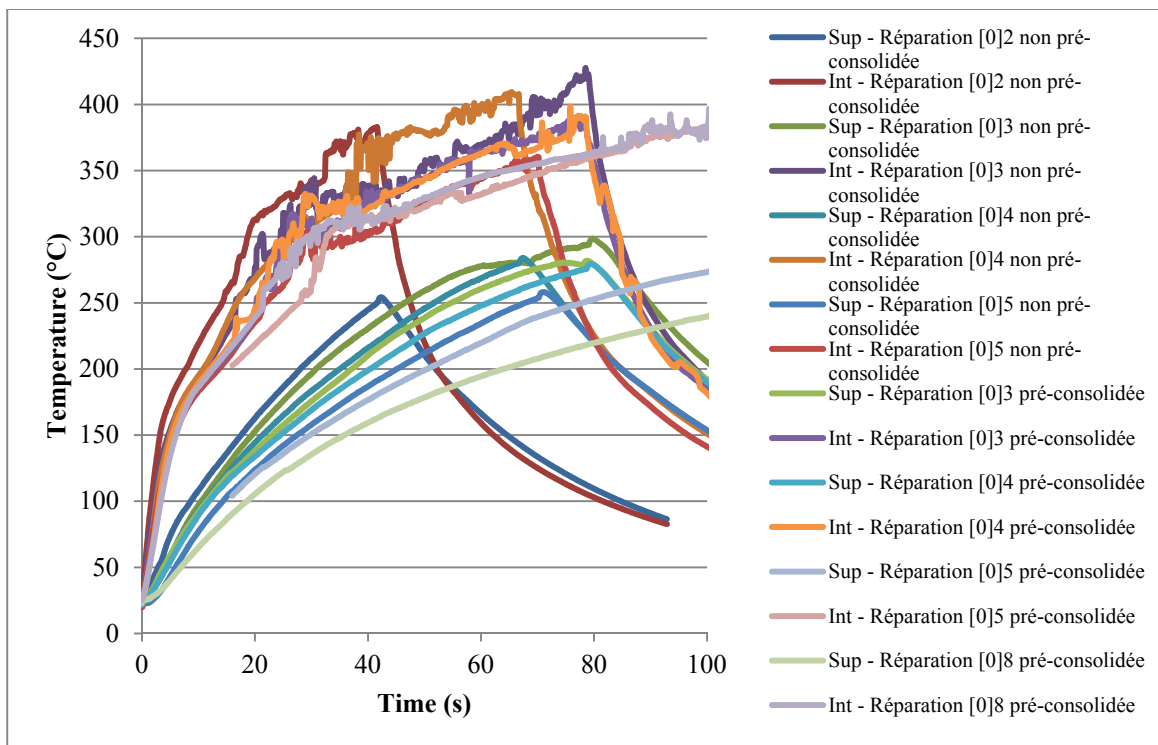

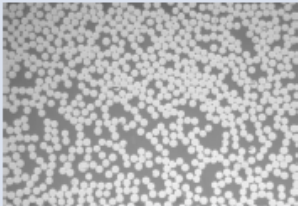


Figure-A V-1 Courbes des températures à l'interface (Int) et au-dessus de la réparation (Sup) lors du soudage de différentes plaques de réparations

ANNEXE VI

FICHE TECHNIQUE DU MATÉRIAU CF/PPS UTILISÉ

TECHNICAL DATA																																																																																															
		TENCATE ADVANCED COMPOSITES USA, INC.																																																																																													
CETEX® TC1100 PPS Resin System		PRODUCT DESCRIPTION CETEX® TC1100 is a semi-crystalline polyphenylene sulfide thermoplastic composite UD tape. It offers excellent resistance to chemicals and solvents, is flame retardant and combines outstanding toughness with high temperature performance. Cetex TC1100 is offered with standard or intermediate modulus carbon fiber or S-2 glass fiber. Cetex TC1100 has a very low void content (<1%). Typical carbon unitape width offered is 12 inches/304.8 mm.																																																																																													
PRODUCT TYPE Polyphenylene Sulfide (PPS) Thermoplastic Resin System		MECHANICAL PROPERTIES - CETEX TC1100 PPS AS-4 Data delivered on AS-4, 150 gsm FAW, resin content of 35% by weight, 42% by volume. Prepreg areal weight 227 gsm.																																																																																													
SERVICE TEMPERATURE 200°F/93°C		<table><tr><th>Property</th><th>Condition</th><th>Test Method</th><th>Result</th></tr><tr><td>Tensile Strength (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>313 ksi (2158 MPa)</td></tr><tr><td>Tensile Modulus (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>13.1 Msi (90 GPa)</td></tr><tr><td>Poisson's Ratio</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>0.33</td></tr><tr><td>Tensile Strength (90°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>5.7 ksi (38 MPa)</td></tr><tr><td>Tensile Modulus (90°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>1.42 Msi (9.8 GPa)</td></tr><tr><td>Compressive Strength (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 6641</td><td>110 ksi (758 MPa)</td></tr><tr><td>Compressive Modulus (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 6641</td><td>16.8 Msi (116 GPa)</td></tr><tr><td>Compressive Strength (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3410</td><td>165 ksi (1139 MPa)</td></tr><tr><td>Compressive Modulus (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 6410</td><td>17.3 Msi (119 GPa)</td></tr><tr><td>Compressive Strength (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 695</td><td>223 ksi (1537 MPa)</td></tr><tr><td>In-Plane Shear Strength</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3518</td><td>11.9 ksi (82 MPa)</td></tr><tr><td>In-Plane Shear Modulus</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3518</td><td>0.5 Msi (35 GPa)</td></tr><tr><td>In-Plane Shear Strength V-Notch</td><td>RTD</td><td>ASTM D 5379</td><td>18.1 ksi (125 MPa)</td></tr><tr><td>In-Plane Shear Modulus V-Notch ⁽¹⁾</td><td>RTD</td><td>ASTM D 5379</td><td>5.4 Msi (37 GPa)</td></tr><tr><td>Flexural Strength (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 790</td><td>251 ksi (1730 MPa)</td></tr><tr><td>Flexural Modulus (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 790</td><td>19.7 Msi (136 GPa)</td></tr><tr><td>Flexural Strength (90°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 790</td><td>7.6 ksi (52 MPa)</td></tr><tr><td>Flexural Modulus (90°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 790</td><td>0.9 Msi (6.2 GPa)</td></tr><tr><td>Interlaminar Shear Strength (SBS)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 2344</td><td>12.0 ksi (82.7 MPa)</td></tr><tr><td>Open Hole Compressive Strength</td><td>RTD</td><td>ASTM D 6484</td><td>38.7 ksi (266 MPa)</td></tr><tr><td>Compression After Impact Strength</td><td>RTD</td><td>ASTM D 7137</td><td>31.4 ksi (216 MPa)</td></tr><tr><td>Compression After Impact Modulus</td><td>RTD</td><td>ASTM D 7137</td><td>6.9 Msi (47.6 GPa)</td></tr></table>		Property	Condition	Test Method	Result	Tensile Strength (0°)	RTD	ASTM D 3039	313 ksi (2158 MPa)	Tensile Modulus (0°)	RTD	ASTM D 3039	13.1 Msi (90 GPa)	Poisson's Ratio	RTD	ASTM D 3039	0.33	Tensile Strength (90°)	RTD	ASTM D 3039	5.7 ksi (38 MPa)	Tensile Modulus (90°)	RTD	ASTM D 3039	1.42 Msi (9.8 GPa)	Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 6641	110 ksi (758 MPa)	Compressive Modulus (0°)	RTD	ASTM D 6641	16.8 Msi (116 GPa)	Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 3410	165 ksi (1139 MPa)	Compressive Modulus (0°)	RTD	ASTM D 6410	17.3 Msi (119 GPa)	Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 695	223 ksi (1537 MPa)	In-Plane Shear Strength	RTD	ASTM D 3518	11.9 ksi (82 MPa)	In-Plane Shear Modulus	RTD	ASTM D 3518	0.5 Msi (35 GPa)	In-Plane Shear Strength V-Notch	RTD	ASTM D 5379	18.1 ksi (125 MPa)	In-Plane Shear Modulus V-Notch ⁽¹⁾	RTD	ASTM D 5379	5.4 Msi (37 GPa)	Flexural Strength (0°)	RTD	ASTM D 790	251 ksi (1730 MPa)	Flexural Modulus (0°)	RTD	ASTM D 790	19.7 Msi (136 GPa)	Flexural Strength (90°)	RTD	ASTM D 790	7.6 ksi (52 MPa)	Flexural Modulus (90°)	RTD	ASTM D 790	0.9 Msi (6.2 GPa)	Interlaminar Shear Strength (SBS)	RTD	ASTM D 2344	12.0 ksi (82.7 MPa)	Open Hole Compressive Strength	RTD	ASTM D 6484	38.7 ksi (266 MPa)	Compression After Impact Strength	RTD	ASTM D 7137	31.4 ksi (216 MPa)	Compression After Impact Modulus	RTD	ASTM D 7137	6.9 Msi (47.6 GPa)
Property	Condition	Test Method	Result																																																																																												
Tensile Strength (0°)	RTD	ASTM D 3039	313 ksi (2158 MPa)																																																																																												
Tensile Modulus (0°)	RTD	ASTM D 3039	13.1 Msi (90 GPa)																																																																																												
Poisson's Ratio	RTD	ASTM D 3039	0.33																																																																																												
Tensile Strength (90°)	RTD	ASTM D 3039	5.7 ksi (38 MPa)																																																																																												
Tensile Modulus (90°)	RTD	ASTM D 3039	1.42 Msi (9.8 GPa)																																																																																												
Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 6641	110 ksi (758 MPa)																																																																																												
Compressive Modulus (0°)	RTD	ASTM D 6641	16.8 Msi (116 GPa)																																																																																												
Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 3410	165 ksi (1139 MPa)																																																																																												
Compressive Modulus (0°)	RTD	ASTM D 6410	17.3 Msi (119 GPa)																																																																																												
Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 695	223 ksi (1537 MPa)																																																																																												
In-Plane Shear Strength	RTD	ASTM D 3518	11.9 ksi (82 MPa)																																																																																												
In-Plane Shear Modulus	RTD	ASTM D 3518	0.5 Msi (35 GPa)																																																																																												
In-Plane Shear Strength V-Notch	RTD	ASTM D 5379	18.1 ksi (125 MPa)																																																																																												
In-Plane Shear Modulus V-Notch ⁽¹⁾	RTD	ASTM D 5379	5.4 Msi (37 GPa)																																																																																												
Flexural Strength (0°)	RTD	ASTM D 790	251 ksi (1730 MPa)																																																																																												
Flexural Modulus (0°)	RTD	ASTM D 790	19.7 Msi (136 GPa)																																																																																												
Flexural Strength (90°)	RTD	ASTM D 790	7.6 ksi (52 MPa)																																																																																												
Flexural Modulus (90°)	RTD	ASTM D 790	0.9 Msi (6.2 GPa)																																																																																												
Interlaminar Shear Strength (SBS)	RTD	ASTM D 2344	12.0 ksi (82.7 MPa)																																																																																												
Open Hole Compressive Strength	RTD	ASTM D 6484	38.7 ksi (266 MPa)																																																																																												
Compression After Impact Strength	RTD	ASTM D 7137	31.4 ksi (216 MPa)																																																																																												
Compression After Impact Modulus	RTD	ASTM D 7137	6.9 Msi (47.6 GPa)																																																																																												
FEATURES <ul style="list-style-type: none">• Ambient temperature storage• Flame retardant• Low moisture absorption• Good impact resistance• 3-5 minute thermoforming cycles• Good structural performance• Outstanding solvent resistance• Very low void content		⁽¹⁾ Cured ply thickness average is .0056" (0.14 mm). ⁽²⁾ Density is 0.058 lb/in ³ (1.6 g/cm ³). ⁽³⁾ Measured at 5% offset.																																																																																													
MECHANICAL PROPERTIES - CETEX TC1100 PPS IM-7 Data delivered on IM-7, 146 gsm FAW, resin content of 34% by weight, 41% by volume. Prepreg areal weight 221 gsm.		<table><tr><th>Property</th><th>Condition</th><th>Test Method</th><th>Result</th></tr><tr><td>Tensile Strength (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>414 ksi (2854 MPa)</td></tr><tr><td>Tensile Modulus (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>22.1 Msi (152 GPa)</td></tr><tr><td>Tensile Strength (90°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>6.2 ksi (42.7 MPa)</td></tr><tr><td>Tensile Modulus (90°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3039</td><td>1.4 Msi (9.7 GPa)</td></tr><tr><td>Compressive Strength (0°)</td><td>RTD</td><td>ASTM D 6641</td><td>188 ksi (1269 MPa)</td></tr><tr><td>In-Plane Shear Tension</td><td>RTD</td><td>ASTM D 3518</td><td>10.2 ksi (703 MPa)</td></tr></table>		Property	Condition	Test Method	Result	Tensile Strength (0°)	RTD	ASTM D 3039	414 ksi (2854 MPa)	Tensile Modulus (0°)	RTD	ASTM D 3039	22.1 Msi (152 GPa)	Tensile Strength (90°)	RTD	ASTM D 3039	6.2 ksi (42.7 MPa)	Tensile Modulus (90°)	RTD	ASTM D 3039	1.4 Msi (9.7 GPa)	Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 6641	188 ksi (1269 MPa)	In-Plane Shear Tension	RTD	ASTM D 3518	10.2 ksi (703 MPa)																																																																
Property	Condition	Test Method	Result																																																																																												
Tensile Strength (0°)	RTD	ASTM D 3039	414 ksi (2854 MPa)																																																																																												
Tensile Modulus (0°)	RTD	ASTM D 3039	22.1 Msi (152 GPa)																																																																																												
Tensile Strength (90°)	RTD	ASTM D 3039	6.2 ksi (42.7 MPa)																																																																																												
Tensile Modulus (90°)	RTD	ASTM D 3039	1.4 Msi (9.7 GPa)																																																																																												
Compressive Strength (0°)	RTD	ASTM D 6641	188 ksi (1269 MPa)																																																																																												
In-Plane Shear Tension	RTD	ASTM D 3518	10.2 ksi (703 MPa)																																																																																												
APPLICATIONS <ul style="list-style-type: none">• Primary Aircraft Structure• Secondary Aircraft Structure• Access Panels, Rib Stiffeners, Brackets, Conduit, Flooring																																																																																															
PROCESSING OPTIONS Press, Thermoform, in-situ ATL or Autoclave		<p>Very low void content, 500x view of single ply Cetex UD prepreg, as produced, without further consolidation. Average void level of <0.2% with even fiber and resin distribution.</p>																																																																																													
OTHER PROPERTIES Tg200°F/93°C Tm536°F/280°C		OTHER PROPERTIES Shelf Life Indefinite at 77°F (25°C)																																																																																													
Page 1 of 4		TC1100_DS_090611																																																																																													

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Ageorges, C., L. Ye et M. Hou. 2000. « Experimental investigation of the resistance welding of thermoplastic-matrix composites. Part II: optimum processing window and mechanical performance ». *Composites Science and Technology*, vol. 60, n° 8, p. 1191-1202.
- Ageorges, C., L. Ye et M. Hou. 2001. « Advances in fusion bonding techniques for joining thermoplastic matrix composites: a review ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 32, n° 6, p. 839-857.
- Ahmed, T. J., D. Stavrov et H. E. N. Bersee. 2006. « An experimental investigation into resistance and induction welding for aerospace structures: A comparison ». In *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, May 1, 2006 - May 4, 2006*. (Newport, RI, United states) Vol. 11, p. 7765-7774. Coll. « Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference »: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.
- Ahmed, T. J., D. Stavrov, H. E. N. Bersee et A. Beukers. 2006. « Induction welding of thermoplastic composites-an overview ». *Composites Part A (Applied Science and Manufacturing)*, vol. 37, n° 10, p. 1638-51.
- Ahn, S., et George S. Springer. 1998. « Repair of composite laminates-I: test results ». *Journal of Composite Materials*, vol. 32, n° 11, p. 1036-1074.
- Albedah, A., B. Bachir Bouiadjra, R. Mhamdia, F. Benyahia et M. Es-Saheb. 2011. « Comparison between double and single sided bonded composite repair with circular shape ». *Materials & Design*, vol. 32, n° 2, p. 996-1000.
- Benatar, A, et T. G. Gutowski. 1986. « METHODS FOR FUSION BONDING THERMOPLASTIC COMPOSITES ». *S.A.M.P.E. quarterly*, vol. 18, n° 1, p. 35-42.
- Benyahia, F., A. Albedah et B. Bachir Bouiadjra. 2014. « Analysis of the adhesive damage for different patch shapes in bonded composite repair of aircraft structures ». *Materials and Design*, vol. 54, p. 18-24.
- Berthelot, J. 1992. *Matériaux composites: comportement mécanique et analyse des structures*, 3. Masson Paris.
- Border, J., et R. Salas. 1989. « Induction heated joining of thermoplastic composites without metal susceptors ». In *34th International SAMPE Symposium and Exhibition - Tomorrow's Materials: Today, May 8, 1989 - May 11, 1989*. (Reno, NV, USA), pt2

Vol. 34, p. 2569-2578. Coll. « International SAMPE Symposium and Exhibition (Proceedings) »: Publ by SAMPE.

Butler, C., R. L. McCullough, R. Pitchumani et J. W. Gillespie Jr. 1998. « Analysis of mechanisms governing fusion bonding of thermoplastic composites ». *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 11, n° 4, p. 338-363.

Campbell, F. C. 2010. *Structural composite materials*. ASM international.

Darwish, F. H., et K. N. Shivakumar. 2014. « Experimental and analytical modeling of scarf repaired composite panels ». *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, vol. 21, n° 3, p. 207-212.

Dube, M., P. Hubert, J. N. A. H. Gallet, D. Stavrov, H. E. N. Bersee et A. Yousefpour. 2012. « Metal mesh heating element size effect in resistance welding of thermoplastic composites ». *Journal of Composite Materials*, vol. 46, n° 8, p. 911-919.

Dube, M., P. Hubert, A. Yousefpour et J. Denault. 2009. « Fatigue failure characterisation of resistance-welded thermoplastic composites skin/stringer joints ». *International Journal of Fatigue*, vol. 31, n° 4, p. 719-725.

Falzon, B. G. 2009. *Impact damage and repair of composite structures*, 113. 1145. London, ROYAUME-UNI: Royal Aeronautical Society, 15 p.

Fink, B. K., R. L. McCullough et J. W. Gillespie, Jr. 1992. « A local theory of heating in cross-ply carbon fiber thermoplastic composites by magnetic induction ». *Polymer Engineering and Science*, vol. 32, n° 5, p. 357-69.

Gouin, P., et M. Dubé. 2015. « Modélisation et étude expérimentale du soudage par induction de composites thermoplastiques ». École de technologie supérieure.

Haimbaugh, R. E. 2001. *Practical induction heat treating*. ASM International.

Hautier, M. 2010. « Analyse des réparations des matériaux composites: mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique ». Université Paul Sabatier-Toulouse III.

Ilcewicz, L., L. Cheng, J. Hafenbricher et C. Seaton. 2009. *Guidelines for the development of a critical composite maintenance and repair issues awareness course. Final report. DOT/FAAAR- 08/54.*, 240. Renton VA, US: Federal Aviation Administration.

Jacques, Cinquin. 2002. « Les composites en aérospatiale ». *Techniques de l'ingénieur Matériaux à propriétés mécaniques*, vol. base documentaire : TIB535DUO, n° ref. article : am5645.

- Kaden, M. , R. Keck et H. Voggenreiter. 2011. « Developing a repair concept, using the advantages of carbon fibre reinforced thermoplastic ». In *2011 SAMPE Spring Technical Conference and Exhibition - State of the Industry: Advanced Materials, Applications, and Processing Technology*, May 23, 2011 - May 26, 2011. (Long Beach, CA, United states), p. SAMPE Orange County Chapter. Coll. « International SAMPE Technical Conference »: Soc. for the Advancement of Material and Process Engineering.
- Kaden, M., et R. Keck. 2012. « Repair concept supported by laser removal and inductive heating ». In *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012, ICAS 2012, September 23, 2012 - September 28, 2012*. (Brisbane, Australia) Vol. 3, p. 1920-1925. Coll. « 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012, ICAS 2012 »: ICAS Secretariat.
- Katnam, K. B. , L. F. M. Da Silva et T. M. Young. 2013. « Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities ». *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 61, n° 0, p. 26-42.
- Kinloch, A. J. , B. R. K. Blackman et W. S. Teo. 2009. « The adhesive bonding of polymeric matrix composites ». In *17th International Conference on Composite Materials, ICCM-17, July 27, 2009 - July 31, 2009*. (Edinburgh, United kingdom), p. Office of Naval Research Science and Technology (ONR); INSTRON; ELSEVIER; Vestas; AIRBUS. Coll. « ICCM International Conferences on Composite Materials »: International Committee on Composite Materials.
- Mathias, J. 2005. « Etude du comportement mécanique de patchs composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques ». Université Blaise Pascal-Clermont-Ferrand II.
- Miller, A. K., Calvin Chang, Alexander Payne, Micha Gur, Erik Menzel et Ady Peled. 1990. « Nature of induction heating in graphite-fiber, polymer-matrix composite materials ». *SAMPE Journal*, vol. 26, n° 4, p. 37-37.
- Mitschang, P., R. Rudolf et M. Neitzel. 2002. « Continuous induction welding process, modelling and realisation ». *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 15, n° 2, p. 127-153.
- Ong, C., M. Sheu et Y.-Y. Liou. 1989. « Repair of thermoplastic composites after impact ». In *34th International SAMPE Symposium and Exhibition - Tomorrow's Materials: Today*, May 8, 1989 - May 11, 1989. (Reno, NV, USA), pt1 Vol. 34, p. 458-469. Coll. « International SAMPE Symposium and Exhibition (Proceedings) »: Publ by SAMPE.

- Red, C. 2014. « The Outlook for Thermoplastics in Aerospace Composites, 2014-2023 ». < <http://www.compositesworld.com/articles/the-outlook-for-thermoplastics-in-aerospace-composites-2014-2023> >.
- Rudolf, R, P Mitschang et M Neitzel. 2000. « Induction heating of continuous carbon-fibre-reinforced thermoplastics ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 31, n° 11, p. 1191-1202.
- Rudolf, R., P. Mitschang, M. Neitzel et C. Rueckert. 1999. « Welding of high-performance thermoplastic composites ». *Polymers and Polymer Composites*, vol. 7, n° 5, p. 309-315.
- Ruffini, R. S., R. T. Ruffini, V. S. Nemkov et R. C. Goldstein. 1999. « Enhancing Induction Heating Processes by Applying Magnetic Flux Controllers ». In *Heat Treating: Proceedings of the 19th Conference, November 1, 1999 - November 4, 1999*. (Cincinnati, OH, United states), p. 162-167. Coll. « ASM Proceedings: Heat Treating »: ASM International.
- Russell, A. J., C. P. Bowers et A. J. Moss. 1991. « Repair of delaminations and impact damage in composite aircraft structures ». In *6th International Conference on Composite Structures*. (Paisly, Scotl), p. 145-145. Coll. « International Conference on Composite Structures »: Publ by Elsevier Science Publ Ltd.
- Sauer, C. 2007. *Challenges is Maintenance and Repair of Compoistes*. Lufthansa Technik.
- Soutis, C., D. M. Duan et P. Goutas. 1999. « Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches ». *Composite Structures*, vol. 45, n° 4, p. 289-301.
- Talbot, E., A. Yousefpour, P. Hubert et M. Hojjati. 2005. « Thermal behavior during thermoplastic composites resistance welding ». In *Society of Plastics Engineers Annual Technical Conference 2005, ANTEC 2005, May 1, 2005 - May 5, 2005*. (Boston, MA, United states) Vol. 3, p. 221-225. Coll. « Annual Technical Conference - ANTEC, Conference Proceedings »: Society of Plastics Engineers.
- Thunga, M, K Larson, W Lio, T Weerasekera, M Akinc et M R. Kessler. 2013. « Low viscosity cyanate ester resin for the injection repair of hole-edge delaminations in bismaleimide/carbon fiber composites ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 52, n° 0, p. 31-37.
- Todoroki, A, et R T. Haftka. 1998. « Stacking sequence optimization by a genetic algorithm with a new recessive gene like repair strategy ». *Composites Part B: Engineering*, vol. 29, n° 3, p. 277-285.

- Torres, M., et B. Plissonneau. 1986. *Repair of Helicopter Composite Structure: Techniques and Substantiations*. DTIC Document.
- Villegas, I. F., L. Moser, A. Yousefpour, P. Mitschang et H. E. N. Bersee. 2013. « Process and performance evaluation of ultrasonic, induction and resistance welding of advanced thermoplastic composites ». *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 26, n° 8, p. 1007-1024.
- Wang, S., L. Wu et L. Ma. 2010. « Low-velocity impact and residual tensile strength analysis to carbon fiber composite laminates ». *Materials & Design*, vol. 31, n° 1, p. 118-125.
- Xiao, X., S. V. Hoa et K. N. Street. 1994. « Repair of thermoplastic resin composites by fusion bonding ». In *Proceedings of the Symposium on Composites Bonding, October 14, 1993 - October 15, 1993*. (Airport, TX, USA), 1227, p. 30-44. Coll. « ASTM Special Technical Publication »: ASTM.
- Yang, F., et R. Pitchumani. 2001. « Fractal description of interlaminar contact development during thermoplastic composites processing ». *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 20, n° 7, p. 536-546.
- Yarlagadda, S., B. K. Fink et J. W. Gillespie, Jr. 1998. « Resistive susceptor design for uniform heating during induction bonding of composites ». *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 11, n° 4, p. 321-337.
- Yarlagadda, S., H. J. Kim, J. W. Gillespie, Jr., N. B. Shevchenko et B. K. Fink. 2002. « A study on the induction heating of conductive fiber reinforced composites ». *Journal of Composite Materials*, vol. 36, n° 4, p. 401-421.
- Yousefpour, A. , M. Hojjati et J. Immarigeon. 2004. « Fusion bonding/welding of thermoplastic composites ». *Journal of Thermoplastic composite materials*, vol. 17, n° 4, p. 303-341.